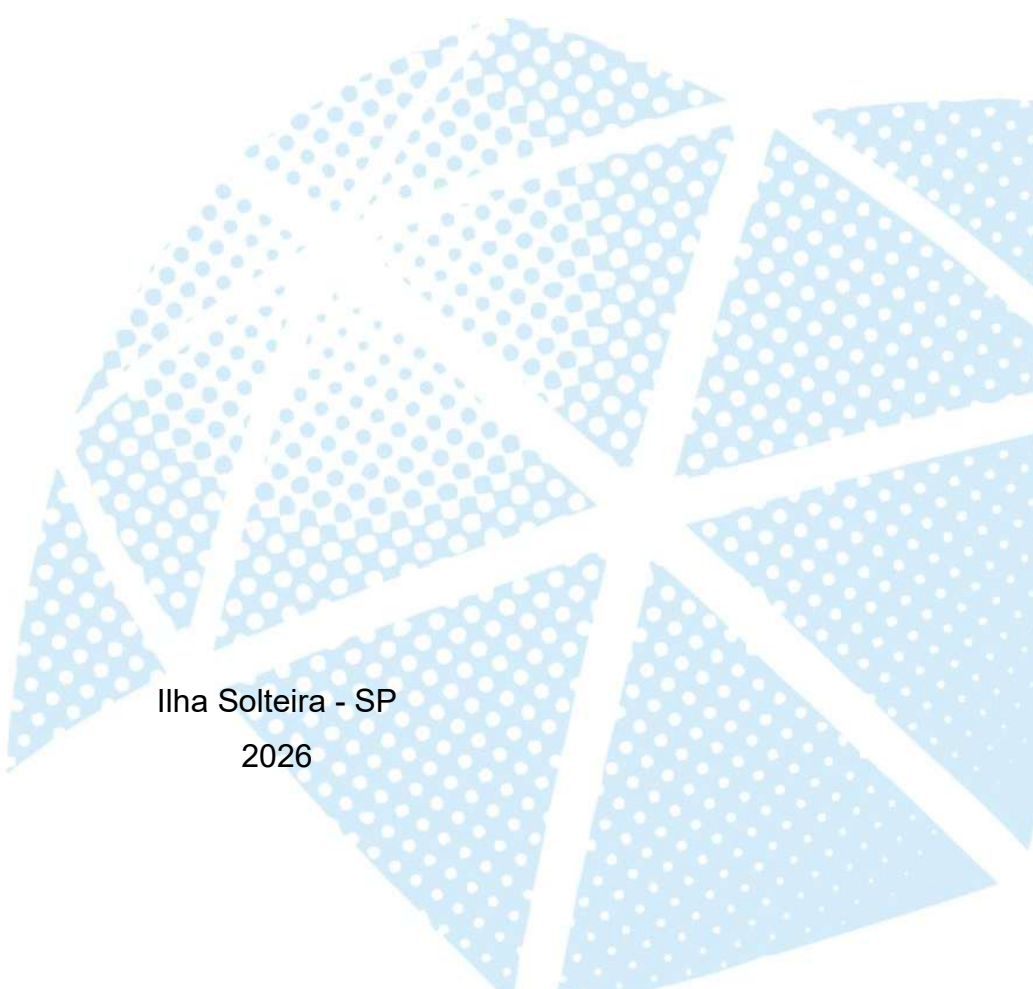


**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA**

MARCEL RYUICHI SUNANO

**ANÁLISES BIDIMENSIONAIS DE *FLUTTER* DA ASA BSCW VIA SIMULAÇÕES
DE INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA COM CÓDIGO SU2**

Ilha Solteira - SP
2026



PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

MARCEL RYUICHI SUNANO

**ANÁLISES BIDIMENSIONAIS DE *FLUTTER* DA ASA BSCW VIA SIMULAÇÕES
DE INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA COM CÓDIGO SU2**

Dissertação apresentada à Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Ciências Térmicas

Orientador(a): Prof. Dr. Aluisio Viais Pantaleão

Coorientador(a): Prof. Dr. Guilherme Ribeiro Begnini

Ilha Solteira - SP

2026

FICHA CATALOGRÁFICA

Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

S957a Sunano, Marcel Ryuichi.
Análises bidimensionais de flutter da asa BSCW via simulações de interação fluido-estrutura com código SU2 / Marcel Ryuichi Sunano. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2026
106 f. : il.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira. Área de conhecimento: Ciências Térmicas, 2026

Orientador: Aluisio Viais Pantaleão
Coorientador: Guilherme Ribeiro Begnini
Inclui bibliografia

1. Aeroelasticidade. 2. Flutter. 3. Interação fluido-estrutura. 4. CFD. 5. SU2.

IMPACTO POTENCIAL DESTA PESQUISA

O impacto potencial desta pesquisa envolve contribuições científicas, técnicas e econômicas para os estudos contínuos em aeroelasticidade computacional. Do ponto de vista científico e de internacionalização, ao investigar as capacidades e limitações do software de código aberto SU2 na predição de *flutter*, o trabalho busca oferecer subsídios aos esforços colaborativos promovidos pelo *Aeroelastic Prediction Workshop* (AePW-4). Tecnicamente, a exploração de uma abordagem bidimensional simplificada propõe uma referência numérica de menor custo computacional que pode auxiliar no ajuste do solver e na orientação de boas práticas para análises tridimensionais futuras. Por fim, no contexto econômico e ambiental, o estudo focado na predição de fenômenos aeroelásticos soma-se ao esforço global de aprimorar ferramentas preditivas. A longo prazo, modelos mais precisos auxiliam no desenvolvimento de projetos aeronáuticos seguros, mais leves, eficientes e com menor consumo de combustível, expandindo ainda mais o horizonte.

POTENTIAL IMPACT OF THIS RESEARCH

The potential impact of this research encompasses scientific, technical, and economic contributions to ongoing studies in computational aeroelasticity. From a scientific and internationalization perspective, by investigating the capabilities and limitations of the open-source software SU2 in flutter prediction, this work seeks to provide support to the collaborative efforts promoted by the Aeroelastic Prediction Workshop (AePW-4). Technically, the exploration of a simplified two-dimensional approach proposes a numerical baseline with a lower computational cost, which can assist in fine-tuning the solver and guiding best practices for future three-dimensional analyses. Finally, in the economic and environmental context, this study, focused on the prediction of aeroelastic phenomena, adds to the global effort to improve predictive tools. In the long term, more accurate models aid in the development of aeronautical designs that are safer, lighter, more efficient, and consume less fuel, further expanding the horizon.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

Título: Análises bidimensionais de flutter da asa BSCW via simulações de interação fluido-estrutura com código SU2

AUTOR: MARCEL RYUICHI SUNANO

ORIENTADOR: ALUISIO VIAIS PANTALEÃO

COORDENADOR: GUILHERME RIBEIRO BEGNINI

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica, área: Ciências Mecânicas pela Comissão Examinadora:

Documento assinado digitalmente
 **GUILHERME RIBEIRO BEGNINI**
Data: 31/07/2026 17:05:23-0300
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Prof. Dr. GUILHERME RIBEIRO BEGNINI (Participação Virtual)
Departamento de Engenharia Mecânica / Universidade Federal da Bahia

Documento assinado digitalmente
 **RICARDO BECHT FLATSCHART**
Data: 31/07/2026 16:38:55-0300
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Dr RICARDO BECHT FLATSCHART (Participação Virtual)
Engenharia Aeronáutica / Plasma Hub

Documento assinado digitalmente
 **ANGELO ANTONIO VERRI**
Data: 31/07/2026 17:00:13-0300
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Dr. ANGELO ANTONIO VERRI (Participação Virtual)
Engenharia Aeronáutica - Aviação Executiva e Militar / EMBRAER S.A.

Ilha Solteira, 31 de julho de 2026.

AGRADECIMENTOS

Aos meus orientadores, Guilherme Begnini e Aluisio Pantaleão, pela paciência, ensinamentos e, acima de tudo, acreditarem em mim durante todo esse período.

Todo o apoio incondicional que me deram sob cada burocracia e necessidade.

Em especial à Guilherme meu grande agradecimento por, desde a graduação confiar em mim e me incentivar a continuar crescendo e me desenvolvendo. Isso sem levar em consideração as horas quebrando cabeça discutindo resultados comigo e o zelo em tudo que fazia e revisava no trabalho.

À minha namorada, Lara, quem eu sempre posso contar em receber apoio nas minhas peripécias e, mesmo sem saber, me traz de volta à realidade quando fico cego pelo estresse e exaustão.

À minha família, pelo apoio ilimitado e compreensão em toda essa trajetória acadêmica e profissional: João, Mirian, Fuuka e Solange são minha base e sempre serão.

Às minhas segundas famílias, meus amigos no Grupo Cultural WADŌ, por me tornar o que sou hoje e que alimenta minha alma todo dia. À meus grandes amigos de longa data que nos encontramos todos os dias, tanto em dias bons quanto em dias ruins, espero que sempre continue assim enquanto for possível.

Que cada um de vocês sintam meu genuíno agradecimento por fazer parte de minha vida e fazer de mim quem sou hoje. Espero poder continuar contando com vocês e saibam que podem contar comigo.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001.

RESUMO

Fenômenos aeroelásticos como o *flutter* são críticos no projeto de aeronaves modernas, especialmente em regime transônico, onde pode ocorrer uma redução abrupta na velocidade de *flutter*. O objetivo principal deste trabalho é realizar simulações aeroelásticas computacionais para determinar a fronteira de *flutter* da asa Benchmark Supercritical Wing (BSCW), utilizando como referência dados experimentais da literatura. Para tal, emprega-se uma abordagem bidimensional simplificada, utilizando o perfil aerodinâmico NASA SC(2)-0414, como proposto na quarta edição do Aeroelastic Prediction Workshop – AePW-4. As simulações de Interação Fluido-Estrutura (FSI) no domínio do tempo são conduzidas com o software de código aberto SU2, aplicando os modelos de escoamento invíscido das equações de Euler e modelos RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes. A interação entre os domínios é estabelecida por uma estratégia de acoplamento forte com o solver estrutural nativo do SU2. A metodologia FSI utilizada baseia-se na implementação de Fonzi *et al.* (2022). Os resultados numéricos, como as pressões dinâmicas de *flutter* para diferentes números de Mach, são comparados com os dados experimentais de Dansberry *et al.* (1993). O trabalho busca contribuir com os estudos de caso do AePW-4, avaliando a influência de parâmetros de simulação e a viabilidade da abordagem simplificada como uma ferramenta preditiva eficiente para análises aeroelásticas da asa BSCW.

Palavras-chave: aeroelasticidade; *flutter*; interação fluido-estrutura; CFD; SU2.

ABSTRACT

Aeroelastic phenomena such as *flutter* are critical in modern aircraft design, especially in the transonic regime, where high-fidelity analyses incur high computational costs. The main objective of this work is to perform computational aeroelastic simulations to determine the *flutter* boundary of the Benchmark Supercritical Wing (BSCW), using experimental data from the literature as a reference. To this end, a simplified two-dimensional approach is initially employed, using the NASA SC(2)-0414 airfoil, as proposed in the fourth edition of the Aeroelastic Prediction Workshop - AePW-4. Time-domain Fluid-Structure Interaction (FSI) simulations are conducted using the open-source software SU2, employing inviscid flow models based on the Euler equations as well as RANS - Reynolds-Averaged Navier-Stokes, models. The interaction between the domains is established through a tight-coupling strategy with the native structural solver of SU2. The FSI methodology employed is based on the implementation by Fonzi et al. (2022). Numerical results, such as *flutter* dynamic pressures for different Mach numbers, are compared with the experimental data from Dansberry et al. (1993). This work seeks to contribute to the AePW-4 case studies by assessing the influence of simulation parameters and the viability of the simplified approach as an efficient predictive tool for aeroelastic analyses of the BSCW wing.

Keywords: aeroelasticity; flutter; fluid-structure interaction; CFD; SU2.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Variação nas velocidades de <i>flutter</i> para o aerofólio NACA 64 A-010	19
Figura 2 – Pressões dinâmicas de <i>flutter</i> em função do número de Mach para a asa BSCW – compilação de resultados dos Workshops e resultado experimental.	21
Figura 3 – Modelo de asa BSCW no ambiente de teste.....	26
Figura 4 – Dispositivos de fixação da asa.	26
Figura 5 – Graus de liberdade de <i>pitch</i> e <i>plunge</i>	26
Figura 6 – Posição dos sensores de pressão na asa BSCW.	27
Figura 7 – Esboço da vista superior do PAPA.....	28
Figura 8 – Efeitos da transição no <i>flutter</i> no ar com $AoA = 0^\circ$	31
Figura 9 – Fronteira de <i>flutter</i> para o ar e R-12 com transição fixada com grit-strip #35.	31
Figura 10 – Fronteira de <i>flutter</i> para R-12 com $Mach = 0.80$ e diferentes ângulos de ataque.	32
Figura 11 – Triângulo Aeroelástico de Collar	34
Figura 12 – Ilustração do processo de solução FSI realizado no SU2.....	39
Figura 13 – Fluxograma do processo de solução.....	40
Figura 14 – Malha MEF para o aerofólio NACA 0012.	42
Figura 15 – Exemplo de funcionamento de interpolação com RBF.....	43
Figura 16 – Fluxo de Trabalho	47
Figura 17 – Malha MEF utilizada. Em vermelho, o aerofólio NASA SC(2)-0414 somente ilustrativo.	52
Figura 18 – Malha aerodinâmica desenvolvida para modelo Euler - ampliada no aerofólio.....	53
Figura 19 – Malha aerodinâmica desenvolvida para modelo Euler.	53
Figura 20 – Malha original fornecida por Pawel Chwalowski.	54
Figura 21 – Malhas para modelo RANS.....	54
Figura 22 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ médio na superfície do aerofólio – $Mach 0.80$, $AoA = 0^\circ$, -47% de pressão estática de referência, malha nível 1.	66
Figura 23 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ máximo na superfície do aerofólio – $Mach 0.80$, $AoA = 0^\circ$, -47% de pressão estática de referência, malha nível 1.	66

Figura 24 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ médio na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -43% de pressão estática de referência, malha nível 3.	66
Figura 25 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ máximo na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -43% de pressão estática de referência, malha nível 3.	67
Figura 26 – Coeficiente de pressão CP por posição ao longo da corda adimensional x/c no extradorso.	69
Figura 27 – Coeficiente de pressão CP por posição ao longo da corda adimensional x/c no intradorso.	70
Figura 28 - Mach 0.34 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 15% abaixo e b) 10% abaixo da experimental.....	71
Figura 29 - – Mach 0.50 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 15% abaixo e b) 10% abaixo da experimental.....	71
Figura 30 - – Mach 0.62 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 20% abaixo da experimental.....	72
Figura 31 - Mach 0.68 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 30% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.....	73
Figura 32 - Mach 0.74 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 30% abaixo da experimental.....	74
Figura 33 - Mach 0.76 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 30% abaixo da experimental.....	74
Figura 34 - Mach 0.80 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 51% abaixo e b) 43% abaixo da experimental.....	75
Figura 35 – Distribuição de pressão no aerofólio – caso Mach 0.80 modelo RANS nível 1 – no tempo físico de a) 3.880 segundos e b) 3.710 segundos.....	77
Figura 36 – Diagrama V-g-f para número de Mach 0.34.	78

Figura 37 – Evolução da pressão dinâmica de <i>flutter</i> q em função do número de Mach.	79
Figura 38 – Evolução da pressão dinâmica de <i>flutter</i> q com Mach 0.80 em função do AoA.	80
Figura A.1 – Coeficiente de arrasto C_D em função do ângulo de ataque	88
Figura A.2 – Coeficiente de sustentação C_L , em função do ângulo de ataque	88
Figura A.3 – Coeficiente de momento de arfagem C_M em função do ângulo de ataque	89
Figura A.4 – Coeficiente de arrasto C_D por coeficiente de sustentação C_L	89
Figura B.1 - Mach 0.34 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.	90
Figura B.2 - Mach 0.50 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.	90
Figura B.3 - Mach 0.62 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 35% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.	91
Figura B.4 - Mach 0.68 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.	92
Figura B.5 - Mach 0.74 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 40% abaixo da experimental.	92
Figura B.6 - Mach 0.76 – Modelo Euler – Deslocamento de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 30% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.	93
Figura B.7 - Mach 0.80 – Modelo Euler – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 12% abaixo e b) 4% abaixo da experimental.	94
Figura C.1 – Mach 0.34 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.	97
Figura C.2 – Mach 0.50 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 10% abaixo e b) 5% abaixo da experimental.	98
Figura C.3 – Mach 0.62 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.	99

Figura C.4 – Mach 0.68 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 35% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.....	100
Figura C.5 – Mach 0.74 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.....	101
Figura C.6 – Mach 0.76 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.....	102
Figura C.7 – Mach 0.80 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 39% abaixo da experimental.....	103
Figura D.1 – Mach 0.80, 1° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 12% abaixo e b) 7% abaixo da experimental com 0° AoA.....	104
Figura D.2 – Mach 0.80, 2° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 20% abaixo e b) 12% abaixo da experimental com 0° AoA.....	105
Figura D.3 – Mach 0.80, 3° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 24% abaixo e b) 20% abaixo da experimental com 0° AoA.....	106
Figura D.4 – Mach 0.80, 4° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 33% abaixo da experimental com 0° AoA.....	106
Figura D.5 – Mach 0.80, 5° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 58% abaixo e b) 51% abaixo da experimental com 0° AoA.....	107
Figura D.6 – Mach 0.80, 6° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de <i>pitch</i> e <i>plunge</i> em função do tempo: para pressão estática a) 62% abaixo e b) 54% abaixo da experimental com 0° AoA.....	108

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Tempo computacional para análises FSI.	21
Tabela 2 – Número de nós das malhas 3D vs. 2D.	21
Tabela 3 – Características <i>wind-off</i> dos modos primários de vibração do conjunto. .	27
Tabela 4 – Resultados experimentais com ar com transição livre.....	28
Tabela 5 – Resultados experimentais com ar com transição definida utilizando fita de rugosidade #30.....	28
Tabela 6 – Resultados experimentais com ar com transição definida utilizando fita de rugosidade #35.....	28
Tabela 7 – Resultados experimentais com R-12 com transição definida utilizando fita de rugosidade #35.....	29
Tabela 8 – Estudos de Caso	48
Tabela 9 – Valores de pressão de referência para análises.	50
Tabela 10 – Tempo decorrido (<i>wall time</i>) para análises realizadas – modelo de Euler.	59
Tabela 11 – Tempo decorrido (<i>wall time</i>) para análises realizadas – RANS nível 1. 60	
Tabela 12 – Tempo decorrido (<i>wall time</i>) para análises realizadas – RANS nível 3. 61	
Tabela 13 – Tempo decorrido (<i>wall time</i>) para análises realizadas – Varredura de AoA com Mach 0.80 e RANS nível 1.	62
Tabela 14 – Resumo de tempo decorrido para análises	63
Tabela 15 – Resultados das análises e comparação com os dados experimentais..	78
Tabela 16 – Resultados de referência para previsão de pressão dinâmica de <i>flutter</i> com Mach 0.74 e 0 ° de AoA.....	79

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AePW	Aeroelastic Prediction Workshop
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AoA	Ângulo de Ataque
BMP	Benchmark Models Program
BSCW	Benchmark Supercritical Wing
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFL	Courant-Friedrichs-Lewy
DDES	Delayed Detached Eddy Simulation
DTS	Dual Time Step
FFT	Transformada Rápida de Fourier
FRF	Função de Resposta em Frequência
FSI	Fluid-Structure Interaction
GCI	Grid Convergence Index
HiReNASD	High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics
LE	Bordo de Ataque
LSCF	Least-Squares Complex Frequency
LSFD	Least-Squares Frequency Domain
MEF	Modelo de Elementos Finitos
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OMA	Análise Modal Operacional
OTT	Oscillating Turn-Table
PAPA	<i>Pitch and Plunge</i> Apparatus
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
RBF	Radial Basis Function
SST	Shear Stress Transport
TDT	Transonic Dynamics Tunnel
TE	Bordo de Fuga

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Rotação em torno do eixo elástico – <i>pitch</i>
α_m	Ângulo de ataque médio
γ	Coeficiente de Poisson para o ar
ζ	Fator de amortecimento viscoso
μ	Razão mássica
ρ	Densidade
$\bar{\tau}$	Tensões relacionadas à taxa de deformação do fluido
Φ	Matriz modal
ω	Frequência natural
a	Velocidade do som
C	Matriz global de amortecimento
c	Comprimento da corda
$d(x)$	Campo de deslocamento
F_{aero}	Forças aerodinâmicas
F_s	Forças na estrutura
f	Forças de corpo por unidade de volume
f_f	Frequência de <i>flutter</i>
f_2	Frequência de <i>pitch</i> em <i>wind-off</i>
g	Amortecimento estrutural
h	Translação vertical – <i>plunge</i>
H	Matriz de transferência de deslocamentos
$H(z)$	Função de Resposta em Frequência
I	Momento de inércia de massa
K	Matriz global de rigidez
K_α	Rigidez de torção
K_h	Rigidez de flexão
k	Frequência reduzida
L_{ft}	Força de sustentação
M	Matriz global de massa
M_{EA}	Momento aerodinâmico
M_{fs}	Matriz de interpolação entre nós da malha fluida e estrutural

M_{m_fluido}	Massa molar do fluido
M_{ss}	Matriz de interpolação entre nós estruturais
m	Massa
N_s	Número de nós estruturais
P	Pressão estática
q	Pressão dinâmica
$q(t)$	Coordenadas generalizadas
R	Constante dos gases ideais
R_{fluido}	Constante dos gases específico para um fluido
R_n	Número de Reynolds baseado no comprimento da corda c
S_m	Momento estático de massa
T	Temperatura
t	Tempo
u	Deslocamento
u_f	Deslocamento nos nós da malha fluida
u_s	Deslocamento nos nós da estrutura
v	Velocidade do fluido
V_I	Indexador de velocidade de <i>flutter</i>
w	Coeficientes de peso
z	Variável do domínio discreto

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	OBJETIVOS	22
1.1.1	Objetivos Específicos	22
2	ESTUDO DE CASO DO BSCW	24
2.1	ENSAIO EXPERIMENTAL	24
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	32
3.1	AEROELASTICIDADE	32
3.2	MODELO AEROELÁSTICO	34
3.3	MODELO AERODINÂMICO	36
3.4	INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA	38
3.5	IMPLEMENTAÇÕES NO SU2	40
3.5.1	Implementação de Fonzi <i>et al.</i> (2022)	40
3.6	IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS	44
4	METODOLOGIA	46
4.1	DEFINIÇÕES E PRÉ-PROCESSAMENTO	46
4.1.1	Estudos de caso	47
4.1.2	Parâmetros de entrada	48
4.1.3	Caracterização do modelo estrutural	50
4.1.4	Geração de malhas aerodinâmicas	51
4.2	SOLUÇÃO	54
4.2.1	Inicialização do escoamento e perturbação inicial	54
4.2.2	Solução FSI	55
4.3	PÓS-PROCESSAMENTO	57
5	RESULTADOS	59
5.1	TEMPOS COMPUTACIONAIS	59
5.2	VERIFICAÇÃO DA DISCRETIZAÇÃO DA CAMADA LIMITE	63
5.3	RESULTADO PARA ASA RÍGIDA E ESTACIONÁRIA	68
5.4	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES FSI	69
6	CONCLUSÃO	81
6.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	82
	REFERÊNCIAS	83

APÊNDICE A – COEFICIENTES AERODINÂMICOS DA ANÁLISE	
ESTACIONÁRIA RÍGIDA.....	88
APÊNDICE B – RESPOSTAS TEMPORAIS – EULER.....	90
APÊNDICE C – RESPOSTAS TEMPORAIS – RANS NÍVEL 3, 0° DE AOA	97
APÊNDICE D – RESPOSTAS TEMPORAIS – RANS NÍVEL 1 COM MACH 0.80 E	
VARREDURA DE AOA.....	104

1 INTRODUÇÃO

O ramo da aeronáutica conhecido como aeroelasticidade (Collar, 1946) foi identificado em estudos de perda e reversão do controle de ailerons em monoplanos quando correlacionados a investigações de *flutter* de Roxbee & Pugsley (1932). O *flutter* é amplamente reconhecido como o mais significativo dos fenômenos aeroelásticos (Collar, 1978) e pode ser definido como uma instabilidade dinâmica influenciada pela elasticidade, inércia e carga aerodinâmica do modelo. Dessa definição é evidente que qualquer investigação de *flutter* requer conhecimento adequado das propriedades estruturais e aerodinâmicas do sistema.

No contexto da indústria aeronáutica de competitividade e constante enfrentamento a margens de lucro cada vez mais ínfimas, a busca por aeronaves mais eficientes se torna intensa, com desenvolvimentos na tecnologia de turbinas (LEE *et al.* 2001) mas, também, obtendo eficiência do combustível através de aprimoramento no projeto estrutural (Bezoz-O'Connor *et al.*, 2011). No projeto aerodinâmico, os projetos conceituais das novas gerações de aeronaves buscam por asas com alongamentos – ou *aspect ratios*, cada vez maiores, a fim de obter eficiência reduzindo o arrasto induzido (Torenbeek, 2013), com a sequência de asas com menor rigidez, mais sucintas a efeitos aeroelásticos. De forma análoga, existe a tendência de aeronaves mais rápidas, que operam no regime transônico, onde não-linearidades aerodinâmicas, como ondas de choque, podem afetar significativamente o comportamento aeroelástico de estruturas aeronáuticas, promovendo uma redução drástica nas velocidades de ocorrência do fenômeno de *flutter*.

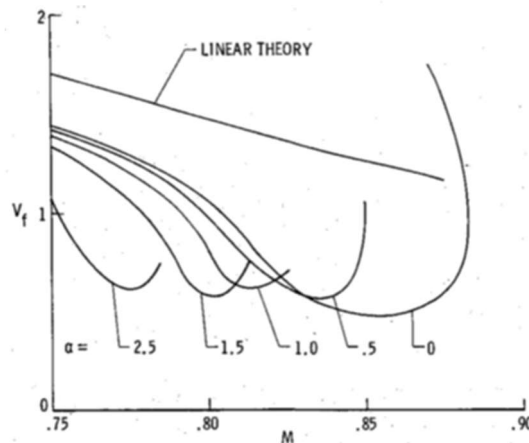
Flutter consiste em uma oscilação auto-excitada ou autossustentada na qual a estrutura absorve energia do escoamento do ar, muitas vezes levando a graves falhas estruturais. O fenômeno ocorre quando forças aerodinâmicas associadas ao movimento de dois modos vibratórios – usualmente a translação vertical (*plunge*) e movimento de rotação (*pitch*), causam um acoplamento desfavorável entre eles (Wright & Cooper, 2015). Em alguns casos, mais de dois modos podem interagir e provocar *flutter*. Quando a velocidade atinge um valor crítico, chamado de velocidade de *flutter*, as oscilações que surgem após uma pequena perturbação inicial deixam de ser amortecidas (Hodges & Pierce, 2011). Abaixo dessa velocidade, o sistema estabiliza-se naturalmente, mas, acima dela, um dos modos entra em uma condição de amortecimento negativo, resultando em oscilações instáveis e intensas.

Nesse cenário de complexidade física, o desenvolvimento de ferramentas computacionais avança em paralelo com a experimentação, visto que a validação numérica depende intrinsecamente de dados empíricos confiáveis. Contudo, a disponibilidade de casos de validação padrão (benchmarking) com dados experimentais públicos e detalhados é historicamente escassa na literatura aberta. Uma notável exceção e referência fundamental é a asa AGARD 445.6, testada no Transonic Dynamics Tunnel (TDT) da NASA (Yates, 1988), que se consolidou como um modelo padrão para verificação de códigos aeroelásticos. Estudos fundamentais, como o de Lee-Rausch e Batina (1993), utilizaram esta configuração para demonstrar a aplicação de métodos baseados nas equações de Navier-Stokes no cálculo de *flutter*, evidenciando a capacidade dessas ferramentas em capturar fenômenos não-lineares críticos, como o transonic dip, e estabelecendo um parâmetro para a validação de *solvers* modernos.

Além das validações experimentais, o desenvolvimento teórico também foi fundamental para o entendimento da instabilidade nessa faixa de velocidade. Os trabalhos de Isogai (1979; 1981) investigaram o fenômeno do *transonic dip* em perfis bidimensionais, especificamente utilizando o perfil supercrítico NACA 64A010. O autor demonstrou que a queda na velocidade de *flutter* é governada, principalmente, pelo atraso de fase das cargas aerodinâmicas causado pelo movimento das ondas de choque sobre o perfil. O chamado "Caso Isogai" tornou-se um caso padrão para validação numérica, evidenciando que, embora a viscosidade seja relevante, o mecanismo gatilho da instabilidade reside na dinâmica não-linear da onda de choque, o que reforça a necessidade de ferramentas computacionais capazes de representar essa física.

Um exemplo das variações na velocidade de *flutter* em função do número de Mach M , para diferentes ângulos de ataque α é mostrado na Figura 1, obtida por simulações para o aerofólio NACA 64 A-010. Essa queda brusca na velocidade de *flutter* é referenciada na literatura por *transonic dip* ou *flutter bucket*.

Figura 1 – Variação nas velocidades de *flutter* para o aerofólio NACA 64 A-010



Fonte: Edwards *et al.* (1983).

Simulações no regime transônico de escoamento requerem soluções de escoamento de alta fidelidade para prever *flutter* de forma precisa, o que exige alto custo computacional. Para tal, ferramentas de CFD – Computational Fluid Dynamics, são utilizadas para obter as soluções aerodinâmicas e acopladas com modelos de dinâmica-estrutural para fornecer a resposta vibratória da estrutura ao longo do tempo, em um processo conhecido como FSI – Fluid Structure Interaction. Obter tais soluções é um processo caro e demorado, e, portanto, restritivo para avaliação de projetos na fase conceitual, mas pode ser muito importante para avaliar condições extremas do envelope de voo de uma aeronave.

Com objetivo de investigar a eficácia das ferramentas atuais na predição de fenômenos aeroelásticos, o Aeroelastic Prediction Workshop – AePW, foi criado como um fórum aberto e imparcial, patrocinado pela American Institute of Aeronautics and Astronautics – AIAA, a fim de avaliar as tecnologias e metodologias modernas na modelagem computacional aeroelástica (AIAA, 2025). O workshop também visa identificar as áreas de pesquisa computacionais e experimentais que requerem maior desenvolvimento. Até o momento foram realizadas quatro edições: AePW-1 (2012), AePW-2 (2016), AePW-3 (2023) e AePW-4 (2026).

As discussões resultantes desses workshops revelaram uma curva de aprendizado significativa na comunidade de aeroelasticidade computacional. A primeira edição (AePW-1) buscou avaliar configurações distintas, incluindo a asa de geometria complexa HiReNASD (*High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics*) e a asa BSCW (*Benchmark Supercritical Wing*) em regime de oscilações forçadas. No

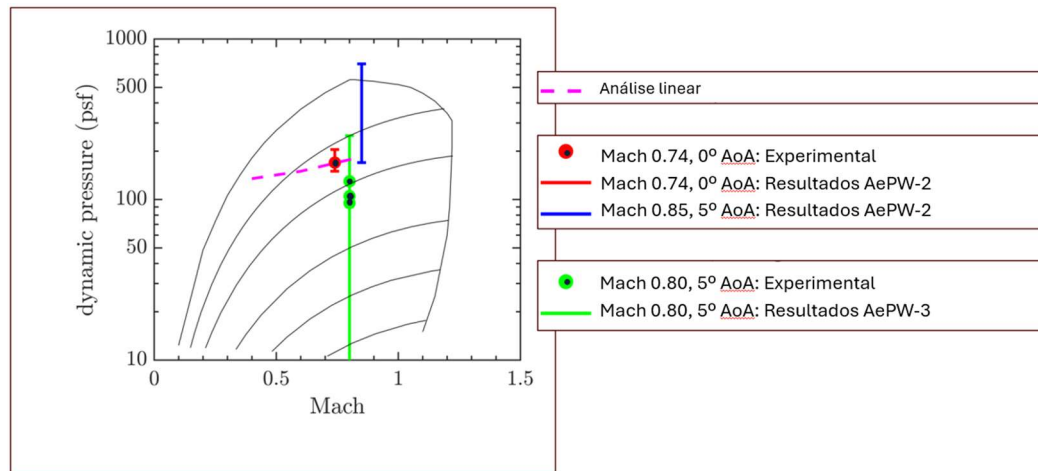
entanto, a grande dispersão observada nos resultados comparativos da HiReNASD evidenciou que a tentativa de validar códigos em casos com modos de vibração complexos e deformações 3D acentuadas dificultava o isolamento das fontes de erro numérico (Heeg *et al.*, 2015).

Em resposta a essa falta de coesão, as edições subsequentes adotaram uma filosofia de redução da complexidade para permitir o isolamento de fenômenos físicos fundamentais (Heeg, Wieseman e Chwalowski, 2016). O AePW-2 concentrou seus esforços exclusivamente na asa BSCW, buscando prever a fronteira de *flutter* em condições transônicas. As comparações mostraram que, enquanto as soluções para escoamento colado apresentavam boa concordância, as previsões em condições de escoamento separado (ondas de choque fortes) variavam substancialmente entre os participantes. Isso indicou que, mesmo em uma geometria simplificada, a captura precisa da interação onda de choque-camada limite permanecia um desafio crítico para os *solvers* de alta fidelidade.

Essa tendência investigativa continuou no AePW-3, que manteve o foco na BSCW no grupo de trabalho específico para altos ângulos de ataque (*High Angle Working Group*), visando entender as discrepâncias observadas na edição anterior (Chwalowski *et al.*, 2024). A conclusão consolidada ao longo dessas edições é que a simples aplicação de métodos RANS - Reynolds-Averaged Navier Stokes, não garante precisão para instabilidades guiadas por viscosidade (como o *stall flutter*), exigindo um rigor extremo em estudos de convergência temporal e espacial, além de uma escolha criteriosa dos casos de teste para evitar que a complexidade da geometria mascare a física do escoamento.

A Figura 2 apresenta uma compilação das fronteiras de *flutter* obtidas experimentalmente e pelos participantes dos workshops nas três primeiras edições. Heeg, Wieseman e Chwalowski (2016) mencionam a predição de *flutter* para Mach 0.74 e 0° de AoA como um caso relativamente bem-sucedido. Neste caso, as condições de escoamento são relativamente simples, o que permite que método lineares também tenham bons resultados. Do gráfico, é possível notar a grande dispersão nos resultados para os números de Mach 0.80 e 0.85. Métodos de predição lineares também não são capazes de incorporar a influência do ângulo de ataque.

Figura 2 – Pressões dinâmicas de *flutter* em função do número de Mach para a asa BSCW – compilação de resultados dos Workshops e resultado experimental.



Fonte: Chwalowski e Stanford (2025) – modificado.

De acordo com Spode *et al.* (2017), as análises propostas no workshop AePW-2 enfrentaram desafios significativos, notadamente a dificuldade em alcançar convergência temporal, espacial, do modelo de turbulência e, crucialmente, do acoplamento fluido-estrutura. Os autores atribuem essa dificuldade ao elevado custo computacional, impulsionado por malhas que chegavam a 26 milhões de nós. Esse custo tornava os testes proibitivos, especialmente para os casos transientes de resposta aeroelástica, que podiam demandar mais de uma semana de simulação para uma única condição. Considerando que a identificação do *flutter* exige a repetição dessas análises sob diversas pressões dinâmicas, o tempo computacional acumulado para se chegar a uma conclusão torna-se um limitante crítico.

As equações RANS foram utilizadas pela maioria dos participantes, mas alguns resultados foram obtidos com modelos mais simples, como as equações de Euler para escoamento invíscido, ou modelos mais complexos como Delayed Detached Eddy Simulation – DDES. Um estudo comparativo entre análises de *flutter* utilizando-se modelos RANS e Euler foi apresentado por Heeg & Chwalowski (2019), mas algumas condições de escoamento ainda precisam ser mais investigadas.

A Tabela 1 apresenta um comparativo entre os tempos computacionais para análises FSI da asa BSCW utilizando as equações Euler e RANS com diferentes malhas. Observa-se que o tempo computacional para o modelo RANS com a malha mais simples já é bastante elevado, mesmo utilizando-se um cluster com 192 processadores.

Tabela 1 – Tempo computacional para análises FSI.

Solver	Malha Nr. de nós	Tempo decorrido [horas]	CPUs
Euler linearizado	~0.5 milhões	0.2	168
Euler	~0.5 milhões	2.3	168
RANS (grosso)	~3.0 milhões	56.0	192
RANS (média)	~9.0 milhões	130.0	382

Fonte: Begnini *et al.* (2016) – modificado.

Do ponto de vista da dinâmica dos fluidos, Spode *et al.* (2017) propuseram a simplificação da asa Benchmark Supercritical Wing (BSCW), utilizada em todas as edições do AePW, para a sua seção de asa, o perfil aerodinâmico supercrítico NASA SC(2)-0414. O modelo aerodinâmico bidimensional foi construído diretamente a partir das malhas tridimensionais fornecidas no workshop, extraída da seção transversal contida no plano de simetria. A simplificação implica em uma redução considerável do tamanho da malha, como apresentado na Tabela 2.

Tabela 2 – Número de nós das malhas 3D vs. 2D.

Nível da Malha	Versão 3D	Versão 2D
Grossa	3 milhões	9,000
Média	9 milhões	17,300
Fina	26 milhões	33,000

Fonte: Spode *et al.* (2017)

Seguindo a tendência de diminuir a complexidade entre as edições dos workshops, atualmente, no AePW-4, foram estudados casos com Mach 0.80 e faixa de AoA de 0 a 6° em simulação tridimensional e bidimensional, além do caso para simulação tridimensional de Mach 0.74, 0.76 e 0.78 com AoA de 3°. Para apoiar os estudos de caso, novos ensaios experimentais estão em andamento no ano de 2026, a fim de obter dados na fronteira de *flutter* para um grande intervalo de número de Mach, pressão dinâmica e ângulo de ataque, utilizando novos sensores para garantir a captura fiel de dados e explorando toda a capacidade operacional do túnel de vento. Os dados experimentais que todas as edições do AePW se baseiam são apresentados no Capítulo 2.

Diferentes ferramentas de CFD com capacidade de realizar simulações de FSI são empregadas pelos participantes do workshop. Dentre os softwares disponíveis, o SU2 foi escolhido para essa pesquisa. O SU2 é um software livre criado pela SU2 Foundation, desenvolvido e mantido pela Universidade de Stanford, EUA (SU2 FOUNDATION, 2026).

A capacidade para *resolver* problemas FSI no SU2 foi inserida através de duas implementações distintas, realizadas por Sanchez *et al.* (2016) e Fonzi *et al.* (2022), que diferem no modelo dinâmico-estrutural utilizado. A implementação de Fonzi *et al.* (2022) foi utilizada com sucesso por Carnielo (2023), que realizou simulações de *flutter* para o aerofólio NACA 0012 em baixos números de Mach, e será escolhida para esta pesquisa, sendo descrita com mais detalhes no Capítulo 3.

Como alternativa para mitigar o elevado custo computacional associado às simulações, este trabalho adota uma abordagem bidimensional, fundamentada na proposta original de caso de verificação de Spode *et al.* (2017) e atualmente adotada nos estudos de caso do AePW-4. A justificativa para essa simplificação reside na viabilidade de se realizar análises com menor demanda de recursos, permitindo o isolamento de variáveis, o ajuste fino do solver e a consolidação de boas práticas numéricas para o perfil aerodinâmico da asa BSCW, o NASA SC(2)-0414. Evidentemente, a transição do domínio tridimensional para o bidimensional impõe limitações físicas ao desconsiderar fenômenos intrinsecamente tridimensionais, tais como os efeitos de escoamento na direção da envergadura da asa, os vórtices de ponta de asa, a variação local da força das ondas de choque e o descolamento tridimensional da camada limite. Além disso, reconhece-se a limitação das abordagens RANS na resolução de escoamentos severamente descolados, uma vez que as hipóteses de modelagem de turbulência tendem a suavizar tais instabilidades.

Apesar dessas restrições, espera-se que os resultados bidimensionais capturem com fidelidade o comportamento qualitativo do escoamento transônico — em especial a dinâmica de oscilação do choque, e as tendências da fronteira de *flutter*, estabelecendo uma linha de base numérica para futuras extensões tridimensionais e outros parâmetros.

1.1 OBJETIVOS

O presente trabalho tem como objetivo principal avaliar a capacidade preditiva e as limitações do framework de Interação Fluido-Estrutura (FSI) do SU2 — baseado no acoplamento forte entre as formulações não-estacionárias de Euler e RANS e seu solver estrutural modal nativo — na determinação dos limites de flutter e instabilidades aeroelásticas da asa BSCW em condições pré e pós-stall. Empregando como referência os ensaios experimentais de Dansberry *et al.* (1993) e as diretrizes do AePW, este estudo busca fornecer subsídios para a caracterização do estado da arte de métodos computacionais abertos frente a escoamentos transônicos com descolamento e fortes gradientes de pressão.

1.1.1 Objetivos Específicos

- Explorar o uso do software de CFD SU2 para análises aeroelásticas bidimensionais;
- Utilizar a implementação de Fonzi *et al.* (2022) para os casos propostos nesse estudo;
- Contribuir com resultados para o caso bidimensional do AePW-4;
- Avaliar influência de diferentes parâmetros e formulação de melhores práticas baseada nos resultados obtidos.

2 ESTUDO DE CASO DO BSCW

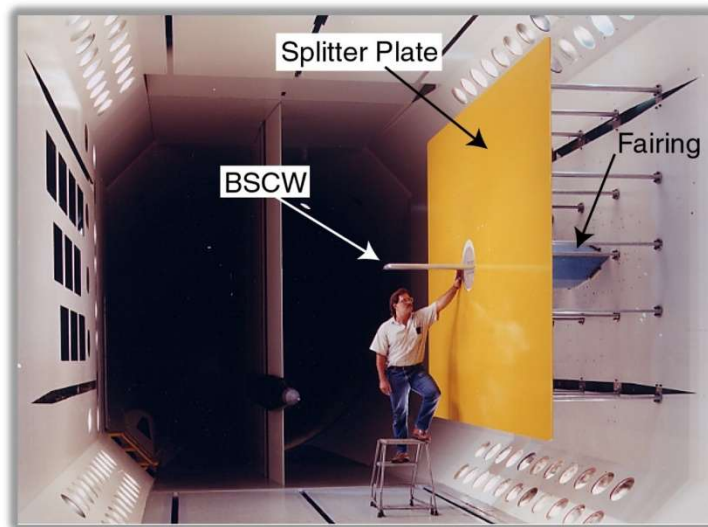
2.1 ENSAIO EXPERIMENTAL

A validação de códigos de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) para análises aeroelásticas ainda é um desafio, principalmente para o *flutter* na região transônica. A principal dificuldade é o grande custo computacional e a escassez de dados experimentais detalhados, que são cruciais para validar e guiar o desenvolvimento desses novos métodos de análise. Para *resolver* essa lacuna, o Benchmark Models Program – BMP, da NASA Langley Research Center focou na geração de dados experimentais de alta qualidade (Dansberry *et al.*, 1993). O objetivo do programa era registrar simultaneamente as pressões na superfície e a resposta estrutural do modelo no exato momento do *flutter*, sendo o teste da asa supercrítica (BSCW) um dos modelos utilizados nessa iniciativa.

A BSCW foi ensaiada no Transonic Dynamics Tunnel (TDT) do NASA Langley Research Center em duas configurações distintas. A primeira configuração foi para a realização de ensaios aeroelásticos e determinação da velocidade de *flutter* para diferentes combinações de número de Mach e ângulo de ataque. Nesta configuração, a asa foi fixada a um dispositivo flexível conhecido como *Pitch and Plunge Apparatus* – PAPA, que permite apenas movimentos de rotação (*pitch*) e deslocamento vertical (*plunge*), sendo o fenômeno *flutter* decorrente do acoplamento destes dois graus de liberdade (Dansberry *et al.*, 1993). A segunda configuração foi para a realização de ensaios aerodinâmicos não estacionários. A asa foi fixada a um dispositivo que fornecia oscilações forçadas de rotação em *pitch*, denominado de Oscillating Turn-Table (OTT), permitindo assim o estudo das variações de pressão com pequenas oscilações no ângulo de ataque (Piatak & Cleckner, 2003).

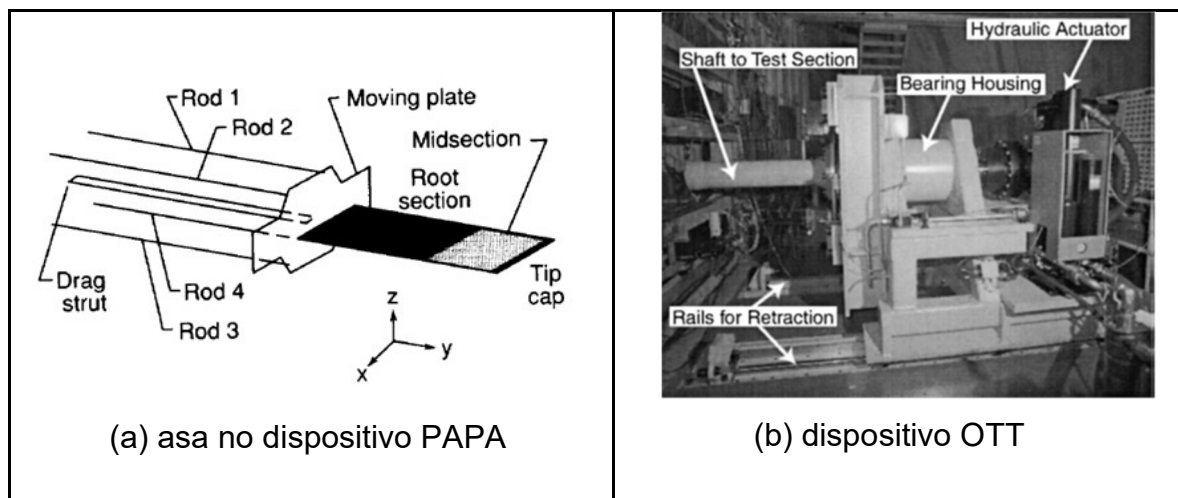
A asa instalada no TDT é mostrada na Figura 3. Verifica-se a utilização de uma splitter plate para reduzir a espessura da camada limite na raiz da asa e de uma carenagem (fairing) entre a parede do túnel e a splitter plate. Internamente a essa carenagem pode ser utilizado o dispositivo PAPA ou um eixo conectando a asa ao dispositivo Oscillating Turn-Table – OTT, ambos mostrados na Figura 4. A Figura 5 ilustra os graus de liberdade de *pitch* e *plunge*.

Figura 3 – Modelo de asa BSCW no ambiente de teste.



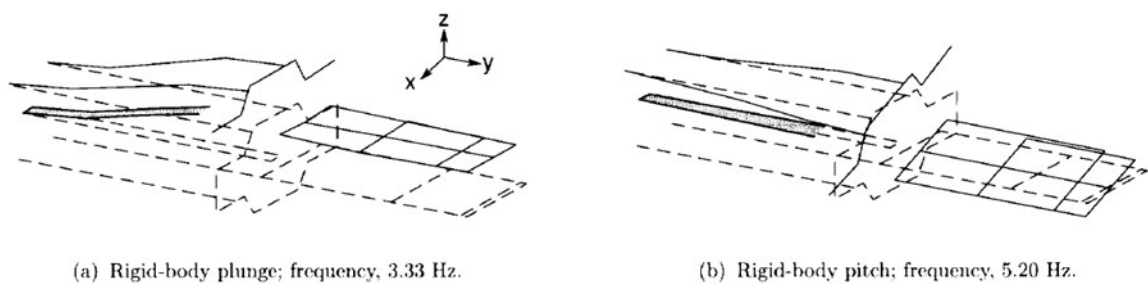
Fonte: Chwalowski (2023)

Figura 4 – Dispositivos de fixação da asa.



Fonte: O autor (2026), baseado em Dansberry *et al.* (1993) e Piatak & Cleckner (2003)

Figura 5 – Graus de liberdade de *pitch* e *plunge*



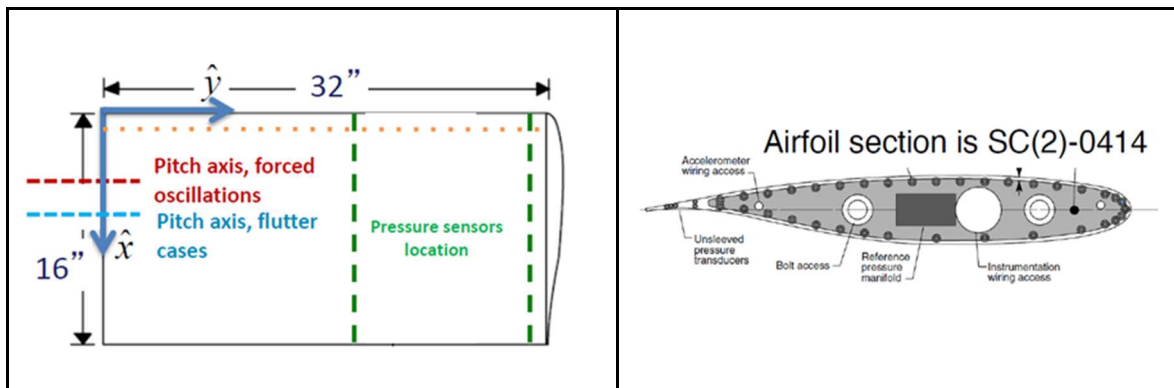
(a) Rigid-body plunge; frequency, 3.33 Hz.

(b) Rigid-body pitch; frequency, 5.20 Hz.

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

A asa BSCW foi instrumentada com sensores de pressão não-estacionários em duas estações da asa (60% e 95%), sendo que nos ensaios com o dispositivo OTT os sensores foram instalados apenas na posição de 60% da envergadura. A posição desses sensores é mostrada na Figura 6.

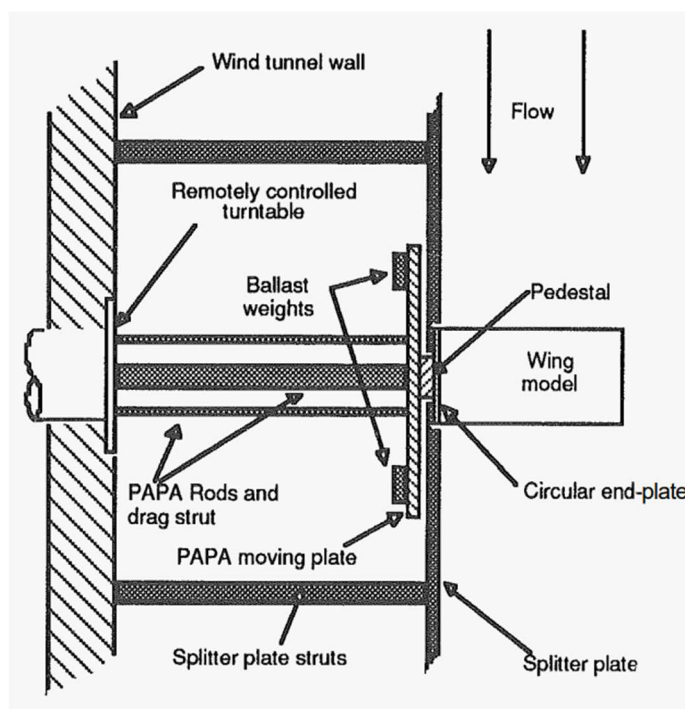
Figura 6 – Posição dos sensores de pressão na asa BSCW.



Fonte: Chwalowski (2023)

A Figura 7 apresenta um esboço da vista superior da montagem do dispositivo PAPA. Na ilustração, os pesos de lastro – *ballast weights*, podem ser adicionados na parte interna traseira ou dianteira da placa móvel. Os pesos são utilizados para desacoplar os modos de *pitch* e *plunge* para o caso *wind-off*, sem escoamento, movendo o centro de gravidade do conjunto modelo e PAPA para frente ou para trás, conforme necessário, posicionando-o sobre o eixo elástico do sistema, que corresponde à corda média do modelo. A Tabela 3 apresenta as características dos modos de *pitch* e *plunge* no caso *wind-off* do conjunto.

Figura 7 – Esboço da vista superior do PAPA.

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)Tabela 3 – Características *wind-off* dos modos primários de vibração do conjunto.

	Frequência	Rigidez	Amortecimento Estrutural, g	Massa Generalizada
<i>Plunge</i>	3.32 Hz	2637 lb/ft	0.002	6.1 slugs
<i>Pitch</i>	5.25 Hz	2964 ft-lb/rad	0.002	2.7 slug-ft ²

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

Para os testes foram utilizados dois fluidos diferentes, o ar e o gás refrigerante R-12. Com o ar, a transição da camada limite de um estado laminar para turbulento foi definida com e sem um acessório de transição, a fita de rugosidade – grit strip. A fita de 0.25 pol de largura foi aplicada em toda envergadura da asa, tanto na superfície superior quanto na inferior. Para o ar, duas configurações com transição definida em 6.5% da corda através fitas de rugosidade número 30 e 35, e uma com transição livre foram realizadas. Para o fluido R-12, somente uma configuração com transição definida foi testada. As condições dos testes e parâmetros de *flutter* para cada caso podem ser vistas nas Tabelas 4-7.

Tabela 4 – Resultados experimentais com ar com transição livre.

Tab													Z	θ	
Point	α_m	M	q	a	V	ρ	R_n	μ	V_I	f_f	f_f/f_2	k	Mag	Phase	Mag
no.	deg		lb/ft ²	ft/sec	ft/sec	slugs/ft ³	$\times 10^{-6}$			Hz			in.	deg	deg
72	-0.1	.32	140.3	1142.2	364.4	.002113	1.988	776	.68	4.60	.88	.0529	.21	-175.4	1.05
57	0.0	.51	152.2	1129.6	574.7	.000922	1.391	1779	.73	4.47	.86	.0326	.21	-176.3	0.86
141	-0.2	.73	172.4	1120.2	817.6	.000516	1.122	3569	.83	4.23	.81	.0217	.59	-176.6	1.47
133	0.0	.77	168.9	1115.6	857.6	.000459	1.055	3178	.82	4.14	.80	.0202	.44	-176.3	0.94
74	1.0	.33	145.1	1140.2	372.0	.002097	2.019	782	.70	4.55	.88	.0513	.26	-175.1	1.23
60	1.0	.51	156.4	1130.4	580.0	.000930	1.415	1763	.74	4.43	.85	.0320	.28	-175.8	1.12
139	1.2	.72	170.2	1121.1	812.4	.000516	1.113	3180	.82	4.19	.81	.0216	.71	-175.7	1.94
137	1.2	.77	169.3	1117.8	856.8	.000461	1.054	3556	.84	4.09	.79	.0200	.82	-175.4	1.92

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

Tabela 5 – Resultados experimentais com ar com transição definida utilizando fita de rugosidade #30.

Tab													Z	θ	
Point no.	α_m deg	M	q lb/ft ²	a ft/sec	V ft/sec	ρ slugs/ft ³	R _n x10 ⁻⁶	μ	V _I	f _f Hz	f _f /f ₂	k	Mag in.	Phase deg	Mag deg
280	0.1	.34	157.1	1140.1	384.8	.002122	2.113	773	.73	4.54	.87	.0494	.53	-175.3	2.53
272	-0.1	.53	168.5	1135.2	598.2	.000942	1.468	1741	.77	4.45	.86	.0311	.38	-176.7	1.34
267	0.0	.62	169.2	1130.0	706.2	.000679	1.258	2416	.78	4.40	.85	.0261	.35	-176.8	1.10
265	0.0	.71	172.6	1121.2	797.5	.000543	1.150	3020	.80	4.34	.83	.0228	.36	-177.5	1.01
212	0.0	.72	175.8	1121.3	812.4	.000533	1.150	3077	.81	4.29	.83	.0221	.47	-177.3	1.22
208	0.0	.78	173.3	1116.8	866.0	.000462	1.070	3548	.83	4.20	.81	.0203	.23	-177.0	0.51
211	1.0	.72	172.3	1120.7	803.2	.000534	1.141	3069	.81	4.29	.82	.0224	.45	-177.0	1.20
206	1.1	.78	172.4	1115.7	864.9	.000461	1.067	3556	.83	4.18	.80	.0203	.46	-177.1	0.99

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

Tabela 6 – Resultados experimentais com ar com transição definida utilizando fita de rugosidade #35.

Tab													Z	θ	
Point no.	α_m deg	M	q lb/ft ²	a ft/sec	V ft/sec	ρ slugs/ft ³	$R_n \times 10^{-6}$	μ	V_I	f_f Hz	f_f/f_2	k	Mag in.	Phase deg	Mag deg
341	0.0	.34	155.5	1138.6	381.9	.002132	2.112	769	.72	4.55	.87	.0499	.25	-175.8	1.09
333	-0.2	.50	160.1	1132.2	569.5	.000987	1.471	1660	.75	4.47	.86	.0329	.37	-176.7	1.37
329	-0.4	.62	168.2	1124.5	696.9	.000693	1.277	2366	.78	4.39	.84	.0264	.57	-177.0	1.74
321	-0.1	.68	171.1	1123.1	763.0	.000588	1.188	2789	.79	4.36	.84	.0239	.37	-177.0	1.08
319	-0.1	.74	177.6	1117.7	825.0	.000522	1.149	3142	.82	4.27	.82	.0217	.51	-176.8	1.26
315	-0.1	.76	173.8	1115.8	850.8	.000480	1.094	3413	.82	4.23	.81	.0208	.31	-177.5	0.73

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

Tabela 7 – Resultados experimentais com R-12 com transição definida utilizando fita de rugosidade #35.

Tab													Z	θ	
Point no.	α_m deg	M	q lb/ft ²	a ft/sec	V ft/sec	ρ slugs/ft ³	R _n x10 ⁻⁶	μ	V _I	f _f Hz	f _f /f ₂	k	Mag in.	Phase deg	Mag deg
492	-0.3	.44	157.4	506.5	220.4	.006482	5.268	253	.72	4.53	.87	.0861	.28	-172.5	1.20
488	-0.2	.58	162.4	508.0	294.2	.003752	4.075	437	.75	4.45	.86	.0633	.29	-174.0	1.03
485	-0.2	.69	169.3	507.9	350.0	.002764	3.579	593	.79	4.35	.84	.0521	.49	-174.7	1.42
480	-0.1	.74	168.8	511.6	375.7	.002392	3.340	685	.79	4.30	.83	.0480	.38	-175.2	1.01
465	0.0	.80	172.6	510.9	407.4	.002080	3.113	788	.84	4.14	.80	.0425	.70	-173.9	1.40
472	0.0	.80	170.7	510.0	409.3	.002038	3.072	805	.83	4.15	.80	.0424	.37	-174.8	0.73
457	1.3	.80	166.9	509.7	407.3	.002012	3.022	815	.82	4.14	.80	.0425	.35	-174.5	0.69
470	0.0	.82	178.8	511.5	417.7	.002050	3.141	800	.87	4.05	.78	.0407	.62	-173.4	1.01
466	0.0	.82	177.5	510.0	419.7	.002016	3.116	813	.85	4.13	.79	.0412	.24	-174.5	0.42
427	5.4	.80	124.7	507.2	406.1	.001512	2.281	1084	.60	4.87	.94	.0503	.08	-162.9	0.69
403	5.3	.80	105.5	505.6	404.0	.001293	1.951	1268	.55	4.89	.94	.0507	.05	-168.0	0.43
395	5.5	.80	93.6	503.6	402.0	.001158	1.749	1416	.51	4.97	.96	.0518	.08	-167.5	0.90

Fonte: Dansberry *et al.* (1993)

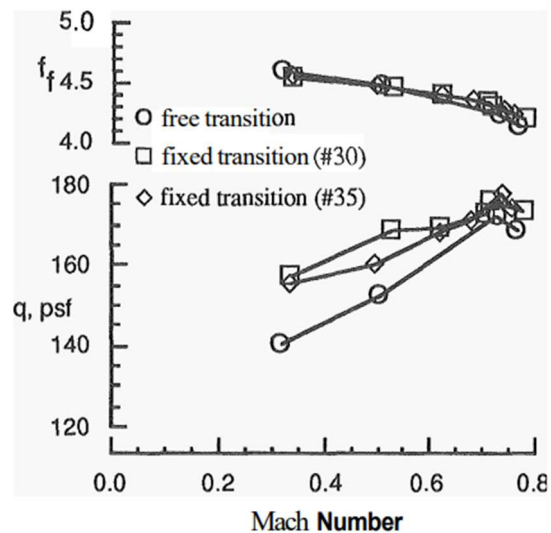
Onde

- α_m – Ângulo de ataque médio
- M – Número de Mach.
- q – Pressão dinâmica.
- a – Velocidade do som.
- V – Velocidade do fluido.
- ρ – Densidade.
- R_n – Número de Reynolds baseado no comprimento da corda c .
- μ – razão mássica.
- V_I – Indexador de velocidade de *flutter*.
- f_f – Frequência de *flutter*.
- f_2 – Frequência de *pitch* em *wind-off* – 5.25 Hz.
- k – Frequência reduzida.

A Figura 8 apresenta os resultados da pressão dinâmica de *flutter* q em função do número de Mach com AoA de 0°, com as diferentes configurações de transição. Na mesma figura também é apresentada as frequências de *flutter*, onde é possível ver que varia entre 4.5 Hz na região subsônica e 4.1 Hz no regime transônico, o que indica uma forte participação dos modos de *pitch* e *plunge*. Na região subsônica, é possível verificar uma tendência incomum de aumentar a pressão dinâmica de *flutter* a medida que aumenta o número de Mach. Pode-se comparar com os resultados de Edwards *et al.* (1983), por exemplo. De acordo com Dansberry *et al.* (1993), isso está associado

à configuração escolhida para o ensaio, com o eixo elástico e o centro de massa coincidentes, ambos localizados no meio da corda da asa. A presença do grit strip aumenta a pressão dinâmica de *flutter*, porém o efeito é reduzido na região transônica.

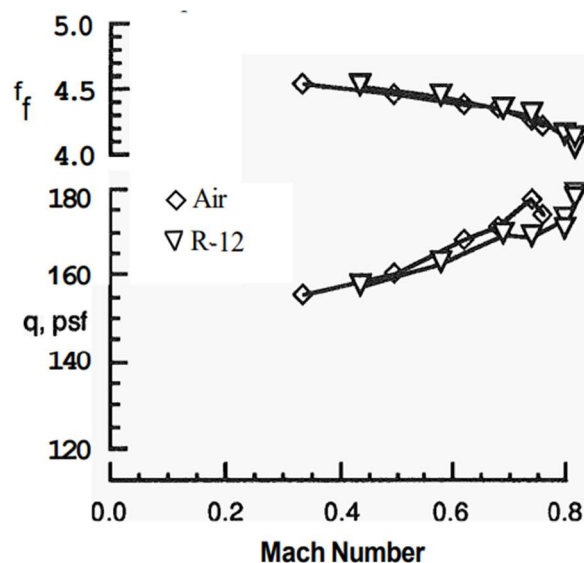
Figura 8 – Efeitos da transição no *flutter* no ar com $AoA = 0^\circ$.



Fonte: Dansberry *et al.* (1993).

A Figura 9 apresenta os efeitos do teste com ar e R-12 para a fronteira de *flutter*. Os efeitos só são relevantes na região transônica, onde a pressão dinâmica de *flutter* é levemente reduzido para o R-12.

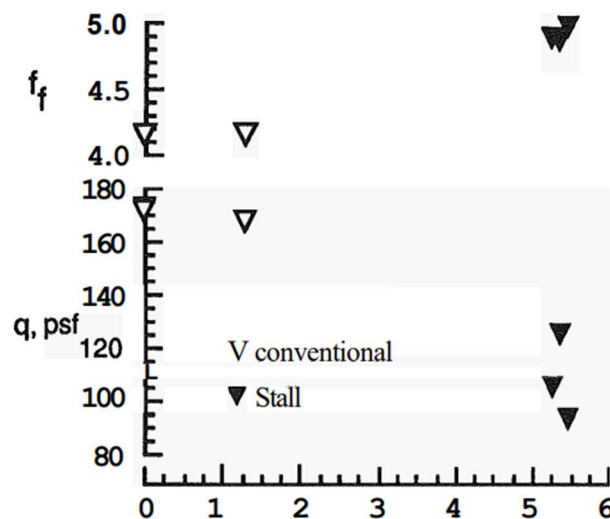
Figura 9 – Fronteira de *flutter* para o ar e R-12 com transição fixada com grit-strip #35.



Fonte: Dansberry *et al.* (1993).

Uma varredura dos ângulos de ataque com um número de Mach constante foi realizado e é apresentado na Figura 10. Por conta de limitações de carga do dispositivo PAPA, somente três valores acima de 2° de AoA puderam ser obtidos. O que é possível notar é que, a partir de certo valor crítico de AoA, ocorre uma rápida queda na pressão dinâmica de *flutter* e um aumento da frequência de *flutter* para valores próximos da frequência natural de torção em *wind-off*. A rápida mudança da característica do mecanismo de *flutter* de *pitch* e *plunge* para um mecanismo dominado pelo *pitch* é associada ao estol da asa durante uma porção do ciclo de oscilação do *pitch*. O fenômeno é denominado *stall flutter*. Uma vez que os dados experimentais estão disponíveis apenas para valores de AoA próximos de 0° , 1° e 5° , não se sabe exatamente a partir de qual AoA ocorre a transição do *flutter* clássico para o *stall flutter*. A proposta do AePW-4 consiste em explorar essa região não ensaiada entre 2° e 5° através de simulações, para obter um melhor entendimento dessa mudança de comportamento aeroelástico.

Figura 10 – Fronteira de *flutter* para R-12 com Mach = 0.80 e diferentes ângulos de ataque.



Fonte: Dansberry *et al.* (1993).

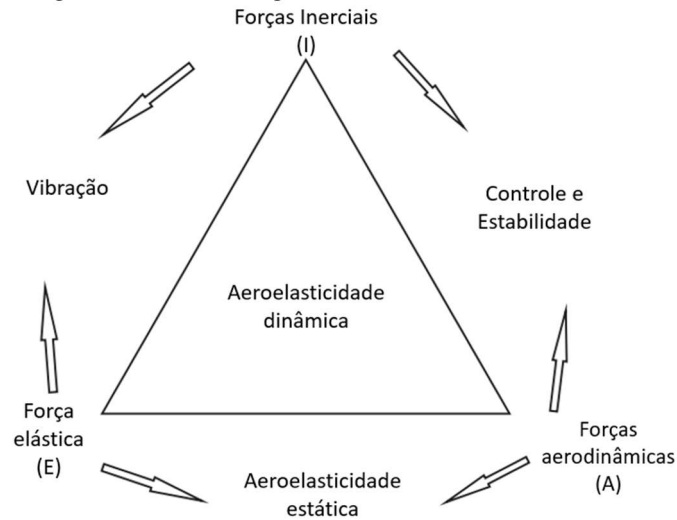
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 AEROELASTICIDADE

A aeroelasticidade é formalmente definida como o campo de estudo que investiga a interação mútua entre forças aerodinâmicas, elásticas e de inércia que atuam sobre um corpo deformável imerso em um escoamento de fluido, uma definição consolidada em trabalhos seminais como os de Bisplinghoff *et al.* (1955) e Fung (1955). Historicamente, as análises de projeto aeronáutico podiam, em grande parte, tratar a estrutura como um corpo perfeitamente rígido. Contudo, a contínua busca por maior eficiência, desempenho e menor consumo de combustível resultou no desenvolvimento de aeronaves progressivamente mais leves, rápidas e estruturalmente flexíveis. Para tais estruturas, a hipótese de corpo rígido perde sua validade; as deformações estruturais em voo tornam-se significativas e interagem com as forças aerodinâmicas, estabelecendo um ciclo cujas consequências podem variar desde a alteração do desempenho até a falha estrutural catastrófica.

Em seu trabalho, Collar (1946) propôs uma definição que se tornou o pilar conceitual do campo, descrevendo a aeroelasticidade como "o estudo da interação mútua que ocorre dentro do triângulo das forças de inércia, elásticas e aerodinâmicas que atuam em membros estruturais expostos a uma corrente de ar, e a influência deste estudo no projeto". O Triângulo de Collar, apresentado na Figura 11, funciona como um mapa conceitual que organiza todo o domínio da aeroelasticidade.

Figura 11 – Triângulo Aeroelástico de Collar



Fonte: Wright e Cooper (2015) – modificado.

O Triângulo de Collar permite uma classificação sistemática dos vários subcampos e fenômenos da aeroelasticidade, com base nas forças dominantes na interação (Collar, 1946):

- **Aeroelasticidade Estática (Aresta A-E):** Envolve a interação entre as forças Aerodinâmicas e Elásticas. A análise é de estado estacionário ou quasi-estático, e as forças de inércia são negligenciadas. Os fenômenos nesta categoria incluem a divergência, a reversão de controle e a redistribuição de cargas aerodinâmicas sobre uma asa flexível.
- **Dinâmica Estrutural (Aresta E-I):** Representa a interação entre as forças Elásticas e de Inércia. Este é o campo clássico das vibrações mecânicas, que analisa os modos e frequências naturais de uma estrutura no vácuo, sem a influência de forças aerodinâmicas.
- **Estabilidade e Controle de Corpo Rígido (Aresta A-I):** Estuda a interação entre forças Aerodinâmicas e de Inércia, sob a suposição de que a estrutura é perfeitamente rígida. Este é o domínio da mecânica de voo clássica, que analisa a estabilidade e a resposta da aeronave a comandos de controle.

- Aeroelasticidade Dinâmica (Interior do Triângulo, A-E-I): Este é o caso mais geral e complexo, onde as três forças — Aerodinâmica, Elástica e de Inércia — interagem simultaneamente. Os fenômenos aqui são inerentemente dependentes do tempo e incluem o *flutter*, foco de estudo deste trabalho, mas também o *buffeting* e a resposta dinâmica a perturbações como rajadas.

3.2 MODELO AEROELÁSTICO

A base para a análise estrutural é a equação geral do movimento para um sistema elástico, geralmente obtida a partir de um Modelo de Elementos Finitos (MEF). Na sua forma matricial, conforme apresentado em diversas obras de dinâmica estrutural, a equação é:

$$M\ddot{u}(t) + C\dot{u}(t) + Ku(t) = F_{aero}(t) \quad (1)$$

Onde:

- M , C e K são as matrizes globais de massa, amortecimento e rigidez da estrutura, respectivamente.
- $u(t)$, $\dot{u}(t)$ e $\ddot{u}(t)$ são os vetores de deslocamentos, velocidades e acelerações nodais nos graus de liberdade (GDL) físicos do modelo MEF.
- $F_{aero}(t)$ é o vetor de forças aerodinâmicas nodais, que depende do tempo e do próprio movimento da estrutura.

Embora completa, a integração direta desta equação para modelos de alta fidelidade é computacionalmente custosa devido à dimensão e ao acoplamento das matrizes. Para viabilizar as simulações, a implementação de Fonzi *et al.* (2022) no SU2 adota a abordagem de superposição modal. Este método assume que a deformação física $u(t)$ pode ser expressa como uma combinação linear dos modos de vibração da estrutura, $u(t) \approx \Phi q(t)$, onde Φ é a matriz modal e $q(t)$ são as coordenadas generalizadas.

Ao projetar a equação de movimento neste subespaço modal, o sistema é desacoplado, resultando na equação governante utilizada neste trabalho:

$$\ddot{q}(t) + C_{modal}\dot{q}(t) + diag(\omega_1^2, \dots, \omega_N^2) q(t) = \Phi^T F_{aero}(t) \quad (2)$$

Nesta formulação, as matrizes densas são substituídas por matrizes diagonais, onde $diag(\omega_1^2, \dots, \omega_N^2)$ contém as frequências naturais quadráticas dos N modos de vibração considerados na análise. O termo Φ^T atua projetando as forças aerodinâmicas físicas para o espaço modal, permitindo uma solução numérica eficiente.

O modelo de seção típica simplifica a asa como uma seção de aerofólio 2D rígida montada em molas que representam a rigidez de flexão e torção da asa real. Os dois graus de liberdade são a translação vertical (*plunge*, h) e a rotação em torno do eixo elástico (*pitch*, α). As equações de movimento acopladas, derivadas, por exemplo, a partir da formulação de Lagrange, como demonstrado em Hodges e Pierce (2011), formam o seguinte sistema de equações:

$$\begin{cases} m\ddot{h} + S_m\ddot{\theta} + C_h\dot{h} + K_h h = -L_{ft} \\ S_m\ddot{h} + I\ddot{\theta} + C_\alpha\dot{\theta} + K_\alpha(\alpha + \theta) = M_{EA} \end{cases} \quad (3)$$

Onde:

- m é a massa do aerofólio.
- I é o momento de inércia da massa em torno do eixo elástico.
- S_m é o momento estático de massa.
- K_h e K_α são as rigidezes de flexão e torção, respectivamente.
- L_{ft} e M_{EA} são a força de sustentação e o momento aerodinâmico em torno do eixo elástico.

A utilização da Eq. (2) em coordenadas modais e do sistema de seção típica na Eq. (3) para uma análise bidimensional fornecem exatamente os mesmos resultados dinâmicos. Na abordagem modal, o acoplamento de modos, se existir, já está embutido na própria forma dos modos de vibrar, como no caso de um modo que combina movimentos de flexão (*plunge*) e torção (*pitch*). Por outro lado, na Eq. (3), quando o momento estático S_m é nulo — condição que ocorre quando o centro de

massa e o eixo elástico são coincidentes —, as equações estruturais tornam-se naturalmente desacopladas inercialmente.

3.3 MODELO AERODINÂMICO

Para calcular as forças aerodinâmicas $F_{aero}(t)$, é necessário um modelo matemático que descreva o escoamento do fluido. O conjunto completo de equações que governam o movimento de um fluido é conhecido como as Equações de Navier-Stokes. Elas são a expressão da segunda lei de Newton para um elemento de fluido, considerando todas as forças que atuam sobre ele, incluindo as forças de pressão e as forças viscosas - atrito interno do fluido. A forma indicial geral para um fluido compressível e viscoso é:

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + f_i \quad (4)$$

- $\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t}$: Termo transiente ou local – taxa de variação temporal da quantidade de movimento (ρv).
- $\frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j}$: Termo advectivo – divergência do tensor de fluxo de quantidade de movimento.
- $-\frac{\partial p}{\partial x_i}$: Representa a força devido ao gradiente de pressão, que impulsiona o fluido de regiões de alta para baixa pressão.
- $\frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j}$: É o termo viscoso, que modela as forças de atrito interno no fluido. O tensor $\bar{\tau}$ descreve todas as tensões relacionadas à taxa de deformação do fluido.
- f_i : Representa as forças de corpo por unidade de volume, como a gravidade, que atuam sobre toda a massa do elemento de fluido.

Apesar de sua abrangência, a resolução direta das Equações de Navier-Stokes é extremamente exigente do ponto de vista computacional, especialmente para as malhas tridimensionais complexas usadas em análises aeroelásticas. Por essa razão, recorre-se a formulações como o RANS, que simplifica o problema ao tratar as

equações através de médias temporais, isolando as flutuações caóticas da turbulência do escoamento médio. Dessa forma, as equações de conservação de massa e momento, respectivamente, ficam:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{v'_i v'_j} \right) + f_i \quad (6)$$

O efeito da turbulência é modelado através do tensor de tensões de Reynolds ($\rho \overline{v'_i v'_j}$), que representa o transporte de quantidade de movimento gerado pelas flutuações caóticas. Nesta formulação, a velocidade instantânea do fluido é decomposta como $v_i = \bar{v}_i + v'_i$, onde $\bar{v}_i$ representa a componente média no tempo e v'_i a componente de flutuação turbulenta, responsável pela mistura complexa de massa e momento no escoamento. O fechamento desse sistema, necessário devido às incógnitas introduzidas por esse tensor, é obtido pelos modelos de turbulência, como o SST $k - \omega$ (*Shear-Stress Transport*), utilizado neste trabalho.

Em contrapartida, como uma alternativa de ainda menor custo computacional frente modelo de RANS, pode-se adotar o modelo de Euler. As Equações de Euler constituem uma simplificação fundamental das Equações de Navier-Stokes, obtidas sob duas hipóteses principais: o escoamento é considerado invíscido (sem atrito) e adiabático (sem transferência de calor). Ao negligenciar o termo de viscosidade, as Equações de Navier-Stokes reduzem-se às Equações de Euler. Esta aproximação é particularmente válida para escoamentos em altas velocidades, fora da camada limite próxima à superfície, onde os efeitos de inércia e compressibilidade são muito mais significativos que os efeitos viscosos.

Na forma de conservação, as Equações de Euler constituem um sistema de equações diferenciais parciais não lineares da conservação de massa, apresentada na Eq. (5), conservação de momento e conservação de energia, respectivamente:

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + f_i \quad (7)$$

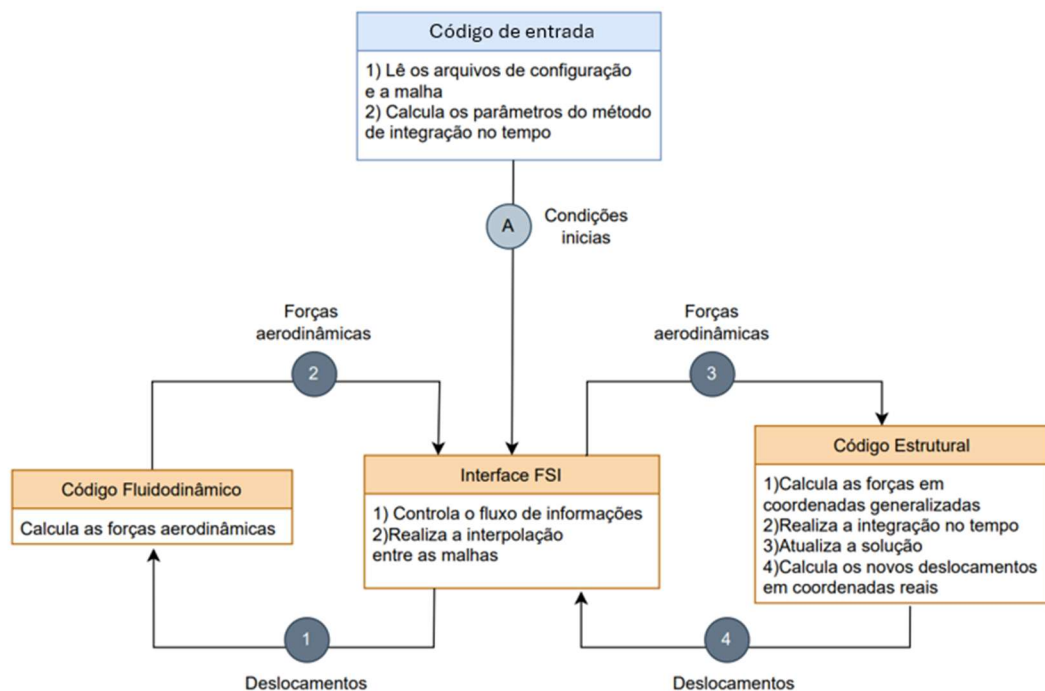
$$\frac{\partial(E)}{\partial t} + \frac{\partial((E+p)v_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (8)$$

O sistema de equações acima, juntamente com uma equação de estado como a lei dos gases ideais, $p = \rho RT$, descreve completamente o estado de um fluido compressível e invíscido.

3.4 INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA

Interação Fluido-Estrutura (FSI) é uma análise multifísica que descreve o acoplamento entre as leis da fluidodinâmica e da mecânica estrutural. O fenômeno é caracterizado pela ação mútua entre um escoamento de fluido e uma estrutura sólida, que pode ser móvel ou deformável. O processo de solução implementado por Fonzi *et al.* (2021) e utilizado por Carnielo (2023) pode ser visto no esquema da Figura 12.

Figura 12 – Ilustração do processo de solução FSI realizado no SU2.



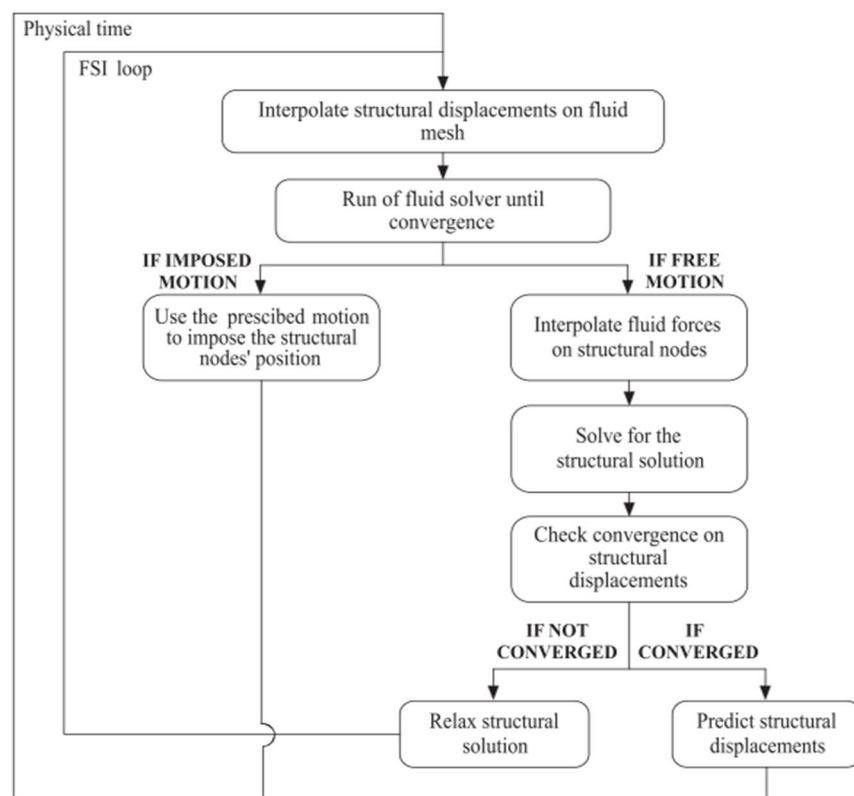
Fonte: Carnielo (2023) modificado.

A Figura 12 apresenta quatro blocos: o Código de entrada, onde serão lidos os arquivos de configuração; o Código fluidodinâmico onde será solucionado as forças aerodinâmicas; o Código estrutural que receberá as informações de forças aerodinâmicas e irá obter a solução estrutural de deslocamento e a Interface FSI que

realiza a comunicação entre os Códigos e interpolação até convergência das iterações da interface.

A Figura 13 apresenta o processo de solução da implementação realizada por Fonzi *et al.* (2022). As etapas seguem semelhantes ao que foi exposto por Carnielo (2023) na Figura 12, porém com mais detalhes do processo numérico que o *solver* realiza. Neste trabalho apenas a solução de movimento livre (*free motion*) da Figura 13 será considerada. Na primeira etapa o *solver* mapeia os deslocamentos da malha estrutural na malha aerodinâmica, justamente resolvendo a disparidade das malhas. Os deslocamentos são então fornecidos para o código de fluidodinâmica (correspondendo ao item 1 da Figura 12) e as forças aerodinâmicas obtidas são mapeadas na malha estrutural (correspondendo à Interface FSI na Figura 12). O código estrutural é utilizado para integração das equações de movimento e aplica-se a relaxação de Aitken caso os deslocamentos estruturais não convirjam (FSI loop), reiniciando o fluxo. Após convergência passa-se para o próximo passo no tempo (*physical time loop*).

Figura 13 – Fluxograma do processo de solução.



Fonte: Fonzi *et al.* (2022).

3.5 IMPLEMENTAÇÕES NO SU2

O software open-source de CFD, SU2, foi extensivamente testada por Economon *et al.* (2016) para solucionar problemas de escoamento transônico, onde apresentou resultados consistentes de alta-fidelidade em configurações complexas de aeronaves completas.

Neste mesmo contexto de expansão das capacidades da ferramenta, Economon *et al.* (2016) descreveram a arquitetura geral do SU2 como uma plataforma voltada para simulação e design multifísico. Os autores detalharam a implementação de uma estrutura modular baseada em classes C++ que permite o acoplamento de diferentes domínios físicos, integrando *solvers* de escoamento, adjunto e de deformação de malha. Especificamente para aplicações de interação fluido-estrutura (FSI), o trabalho demonstrou a capacidade do código em tratar problemas dinâmicos através de um *solver* de malha dinâmica acoplado às equações de conservação, validando essa abordagem em casos de fronteiras móveis e problemas aeroelásticos transientes.

A capacidade de resolver problemas FSI no SU2 foi aprimorada através de duas implementações distintas. Sanchez *et al.* (2016) introduziu um framework com um *solver* nativo de FSI com um code wrapper – empacotador, que simplifica a comunicação com outros *solvers* comerciais ou internos. Os testes foram realizados para os aerofólios NACA 0012, modelo de seção de asa de Isogai e a BSCW, onde obtiveram resultados consistentes com a literatura aberta, incluindo casos do AePW e, portanto, dos experimentos realizados por Dansberry *et al.* (1993). Fonzi *et al.* (2022) introduziu outra metodologia para resolução de problemas FSI no SU2, que será discutida na próxima seção.

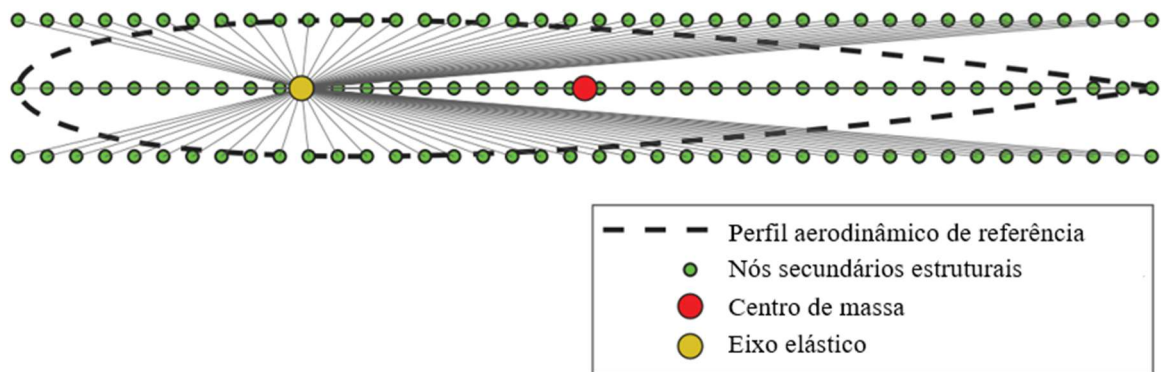
3.5.1 Implementação de Fonzi *et al.* (2022)

Com o objetivo de desenvolver uma metodologia de alta-fidelidade, acessível e eficiente voltada para aeroelasticidade, Fonzi *et al.* (2022) atualizaram e amplificaram o framework FSI nativo do SU2. O trabalho descreve a implementação de um acoplamento baseado em scripts em Python que gerenciam a comunicação e a transferência de dados entre os módulos do *solver*, permitindo a integração de um

solver estrutural linear capaz de importar modelos de Elementos Finitos (MEF) diretamente em formatos comerciais, como o MSC/Nastran.

Para o teste de caso bidimensional, Fonzi *et al.* (2022) utilizaram o aerofólio NACA 0012 em escoamento livre, configurado com graus de liberdade em *pitch* e *plunge*. O modelo estrutural requer somente um único nó mestre, posicionado no eixo elástico com dois graus de liberdade, *pitch* e *plunge*. A massa e inércia do aerofólio pode ser concentrada no nó referente ao centro de massa do modelo. Para conectar a física estrutural à geometria aerodinâmica, uma série de elementos rígidos conecta o nó mestre aos nós secundários distribuídos ao longo de toda a corda do aerofólio e posicionados horizontalmente acima e abaixo do aerofólio, sem a necessidade de reproduzir sua forma geométrica. Essa configuração garante que o movimento calculado no eixo elástico seja transmitido integralmente para a superfície do perfil, que é definida na malha aerodinâmica. A malha estrutural utilizada pode ser vista na Figura 14.

Figura 14 – Malha MEF para o aerofólio NACA 0012.



Fonte: Fonzi *et al.* (2022) modificado.

Nota-se que a malha estrutural não coincide com a malha aerodinâmica do aerofólio. Para esses casos existem diversos métodos matemáticos para interpolação entre malhas, calculando os deslocamentos na malha estrutural que precisam ser transferidos para os nós da superfície da malha do fluido, para que esta possa se deformar, enquanto as forças calculadas na malha do fluido precisam ser transferidas para o nós da malha estrutural, para que esta possa responder dinamicamente.

Para solucionar essa incompatibilidade, Fonzi *et al.* (2022) adotaram o método de Funções de Base Radial (RBF), baseando-se na formulação de deformação de

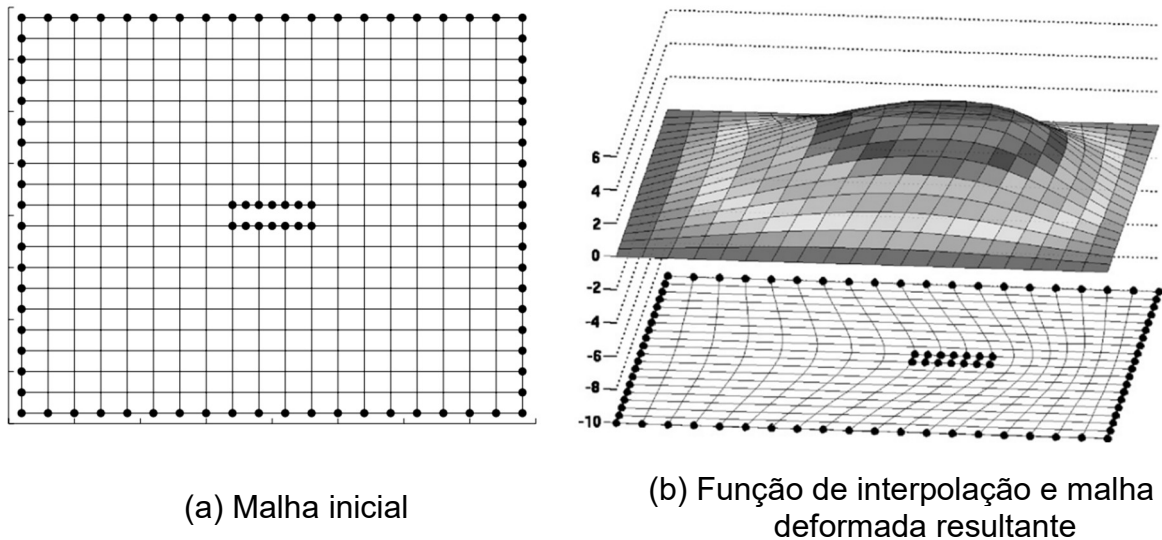
malha proposta por Boer, Schoot e Bijl (2007). O método assume que o campo de deslocamento $d(x)$ em qualquer ponto x do espaço pode ser aproximado por uma superposição de funções de base ϕ , centradas nos nós da malha estrutural conhecida. A equação de interpolação é dada por:

$$d(x) = \sum_{j=1}^{N_s} w_j \phi(||x - x_{s,j}||) \quad (9)$$

Onde N_s é o número de nós estruturais, w_j são os coeficientes de peso a serem determinados e $||x - x_{s,j}||$ representa a distância Euclidiana entre o ponto avaliado e o nó estrutural j .

A grande vantagem dessa abordagem é a capacidade de lidar com grandes deformações sem a necessidade de reconectividade da malha. Boer, Schoot e Bijl. (2007) demonstram essa robustez através de um exemplo onde um bloco retangular interno sofre translação. A Figura 15a apresenta a malha inicial, enquanto a Figura 15b exibe a malha deformada pelo algoritmo RBF. Nota-se que, apesar do deslocamento da fronteira interna, a qualidade dos elementos da malha é preservada, evitando células invertidas que causariam a divergência do *solver* CFD.

Figura 15 – Exemplo de funcionamento de interpolação com RBF.



Fonte: Boer, Schoot e Bijl (2007)

Seguindo a metodologia descrita, o processo de transferência ocorre em duas etapas matriciais. Primeiro, determinam-se os pesos w impondo que a interpolação reproduza exatamente os deslocamentos conhecidos nos nós da estrutura (u_s):

$$u_s = M_{ss} \cdot w \Rightarrow w = M_{ss}^{-1} \cdot u_s \quad (10)$$

Em que M_{ss} é a matriz de interpolação composta pelos valores da função de base ϕ aplicados às distâncias avaliadas entre os próprios nós estruturais. Uma vez obtidos os pesos w , os deslocamentos nos nós da malha fluida (u_f) são calculados aplicando-se a mesma função de base e utilizando os mesmos pesos já calculados, agora avaliando a distância entre nós fluidos e estruturais (matriz M_{fs}):

$$u_f = M_{fs} \cdot w = \underbrace{(M_{fs} \cdot M_{ss}^{-1})}_H \cdot u_s \quad (11)$$

A matriz resultante H é denominada matriz de transferência de deslocamentos. Para a transferência inversa — das forças aerodinâmicas (f_f) para a estrutura (F_s) — o método baseia-se na conservação de energia na interface. O Princípio dos Trabalhos Virtuais dita que o trabalho realizado pelas forças aerodinâmicas deve ser igual ao trabalho absorvido pela estrutura. Essa condição de conservação energética leva à conclusão de que a matriz de transferência de forças é exatamente a transposta da matriz de deslocamentos:

$$F_s = H^T \cdot F_{aero} \quad (12)$$

Uma limitação prática dessa formulação matemática, abordada por Fonzi *et al.* (2022), surge em geometrias 2D caso a malha estrutural seja modelada exclusivamente como uma linha (viga) no eixo da corda. Nessa situação, pontos das superfícies superior e inferior do aerofólio equidistantes da linha média resultariam em distâncias idênticas na interpolação, impedindo o método de distinguir as superfícies.

O modelo adotado por Fonzi *et al.* (2022) soluciona esse problema naturalmente. Ao utilizar elementos rígidos que conectam o nó mestre aos nós secundários distribuídos nas superfícies superior e inferior, cria-se uma nuvem de pontos estruturais. Isso garante que o RBF deforme a malha fluida corretamente preservando a espessura do perfil.

Com a versão atualizada e expandida do framework FSI embutido no SU2, Fonzi *et al.* (2022) obtiveram resultados consistentes nos casos aplicados. No primeiro

teste, os autores realizaram uma análise bidimensional com o aerofólio NACA 0012, sujeito a *pitch* e *plunge*, operando em condições subsônicas e aumentando gradualmente o número de Mach até atingir a condição de *flutter*. No segundo teste, realizaram uma análise de *flutter* tridimensional utilizando a BSCW, comparando com os resultados experimentais de Dansberry *et al.* (1993). Por fim, realizaram a análise em escoamento transônico aplicado no modelo de meia-aeronave com o aerofólio supercrítico OAT15 A, comparando com os resultados experimentais obtidos no túnel de vento ONERA S3Ch.

3.6 IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS

A resposta estrutural obtida diretamente das simulações no SU2 é uma série temporal dos deslocamentos ($u(t)$). Embora seja possível verificar visualmente se a asa está estável ou instável (se a oscilação diminui ou cresce), extrair valores numéricos precisos de amortecimento no domínio do tempo exige métodos de identificação apropriados, especialmente próximo ao ponto de *flutter*, onde as frequências dos modos de flexão e torção se aproximam.

Para esse trabalho, a abordagem adotada foi transformar esses dados para o domínio da frequência, o que permite separar os modos de vibração e limpar eventuais ruídos numéricos (GUILLAUME *et al.*, 2003), facilitando o cálculo do amortecimento (ζ) necessário para os diagramas V-g.

O primeiro passo do processamento é converter a resposta temporal da estrutura para o domínio da frequência. Para isso, aplica-se a Transformada Rápida de Fourier (FFT) sobre o sinal de deslocamento, obtendo-se o espectro de resposta.

Nesta etapa, assume-se a premissa da Análise Modal Operacional (OMA): considera-se que a excitação aerodinâmica (seja ela um pulso ou deslocamento inicial, ou o próprio ruído do escoamento) atua como uma entrada aleatória ou impulsiva. Dessa forma, o espectro de saída contém toda a informação dinâmica necessária (polos do sistema) sem que seja preciso medir explicitamente a força de entrada.

Para identificar as frequências e amortecimentos a partir do espectro, utilizou-se o método LSCF (*Least-Squares Complex Frequency*), conforme descrito por Guillaume *et al.* (2003). O método também foi empregado por Santos *et al.* (2024) que obteve bons resultados em uma aplicação semelhante ao presente trabalho.

A escolha desse método se deve à sua robustez e clareza. Ele ajusta uma função de transferência matemática aos dados experimentais (FFT), formulada no domínio-Z para evitar erros numéricos em altas frequências. O modelo é dado pela razão de dois polinômios:

$$H(z) = \frac{B(z)}{A(z)} = \frac{\sum_{i=0}^{n_b} b_i z^i}{\sum_{i=0}^{n_a} a_i z^i} \quad (13)$$

Onde

- $H(z)$ representa a Função de Resposta em Frequência – FRF, modelada;
- n_b e n_a representam a ordem dos polinômios numerador e denominador;
- z é a variável do domínio discreto, definida como $z = e^{j\omega\Delta t}$, sendo ω a frequência angular e Δt o passo de tempo da amostragem da simulação numérica.

O algoritmo encontra os coeficientes (a_i, b_i) que minimizam o erro entre essa curva matemática e os dados do SU2. Essa minimização conduz analiticamente a um sistema de Equações Normais, cuja resolução linear fornece os coeficientes ótimos em um único passo de cálculo, dispensando iterações.

Os parâmetros modais são derivados das raízes do polinômio denominador $A(z)$. Uma vez calculadas, as raízes discretas z_r são mapeadas para o domínio de tempo contínuo λ_r através da relação logarítmica $\lambda_r = \ln(z_r) / \Delta t$. A partir dos polos complexos resultantes, a frequência natural (ω_n) e o fator de amortecimento modal (ζ) são obtidos por:

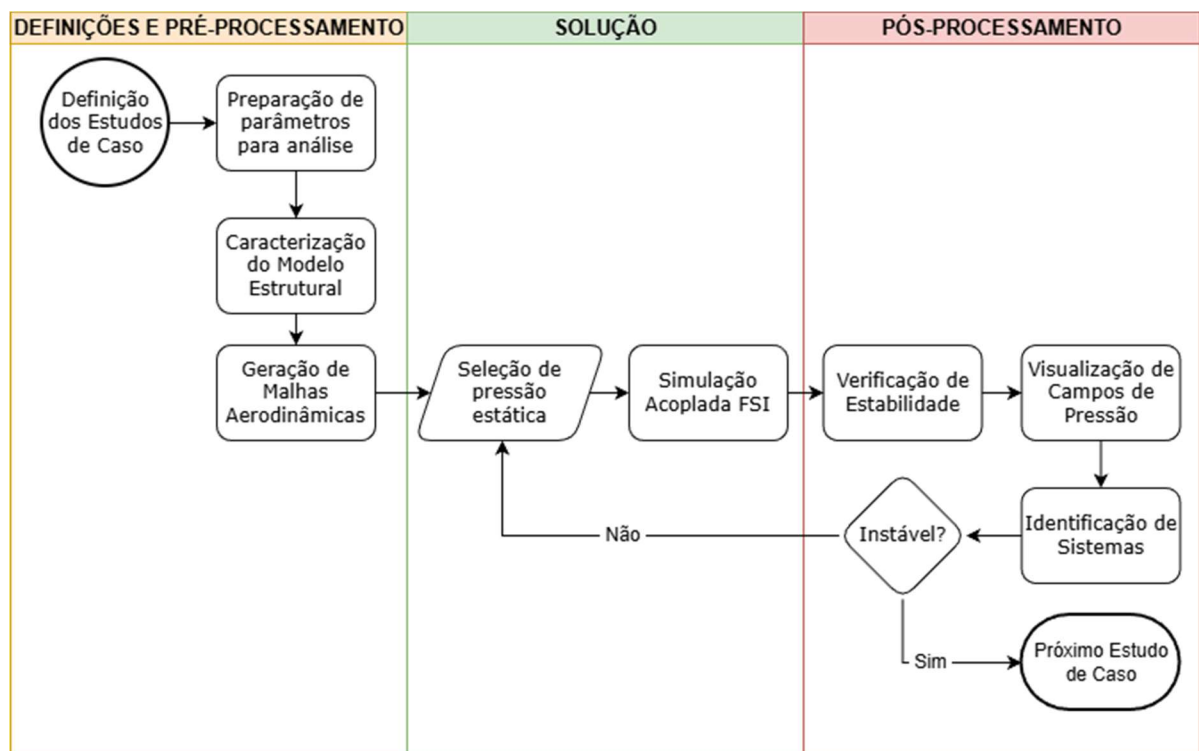
$$\omega_n = |\lambda_r| \quad e \quad \zeta = \frac{-Re(\lambda_r)}{|\lambda_r|} \quad (14)$$

Devido ao desconhecimento prévio da ordem do sistema, utiliza-se um Diagrama de Estabilização. O processo é repetido para ordens de modelo crescentes e um critério de tolerância filtra os modos físicos estáveis, descartando polos não-físicos. Por fim, a validação é feita reconstruindo a FRF analítica via método LSFD (*Least-Squares Frequency Domain*) e comparando-a ao espectro original para assegurar a qualidade do ajuste.

4 METODOLOGIA

O presente trabalho adota uma abordagem numérica no domínio do tempo para a determinação das fronteiras de *flutter*. O fluxo de trabalho é apresentado na Figura 16 e divide-se em três etapas sequenciais, definições e pré-processamento, solução e pós-processamento. As seções a seguir detalham as informações em cada uma destas etapas.

Figura 16 – Fluxo de Trabalho



Fonte: Autor (2026)

4.1 DEFINIÇÕES E PRÉ-PROCESSAMENTO

A primeira etapa é composta pela definição dos estudos de casos a serem realizados, busca e tratamento de parâmetros necessários para a análise, geração das malhas aerodinâmicas e caracterização do modelo estrutural em *wind-off*.

4.1.1 Estudos de caso

Os estudos de caso propostos neste trabalho serão baseados nos resultados experimentais de Dansberry *et al.* (1993) apresentados nas Tabelas 4-7. As condições dos testes e os parâmetros de *flutter* podem ser encontradas nas tabelas do experimento.

A Tabela 8 abaixo apresenta os casos propostos para o AePW-4 e para o presente trabalho. A varredura de Machs baixos – de Mach 0.34 até 0.76, nos permite identificar o comportamento na fronteira de *flutter* com o aumento da velocidade, o que pode indicar possíveis ajustes necessários na implementação ou parâmetros que requerem maior atenção. Dos casos do AePW-4, somente o caso bidimensional de Mach 0.80 com varredura de ângulo de ataque foi contemplado para o presente trabalho.

Para cada combinação de Mach e ângulo de ataque, diferentes valores de pressão estática foram aplicados a fim de encontrar as regiões de estabilidade mais próximas do ponto de instabilidade. Com dois resultados, um instável e outro estável, é possível realizar a interpolação linear para obter o valor de pressão dinâmica onde o amortecimento aerodinâmica é nulo, ou seja, a pressão dinâmica de *flutter*. Quanto mais próximo do ponto de interseção, mais acurada é o valor calculado de pressão. As análises foram realizadas com o modelo bidimensional, inicialmente com as equações de Euler para solução fluidodinâmica e, posteriormente, utilizando RANS com dois níveis de malhas aerodinâmicas diferentes. A Tabela 8 identifica os modelos utilizados para cada caso. Para a varredura do AoA com Mach 0.80 foi utilizado somente um nível de malha aerodinâmica, por conta do custo computacional, discutido no Capítulo 5.

Tabela 8 – Estudos de Caso

Mach	Ângulo de Ataque – AoA						
	0°	1°	2°	3°	4°	5°	6°
0.34	+ Eu Ra						
0.50	+ Eu Ra						
0.62	+ Eu Ra						
0.68	+ Eu Ra						
0.74	+ Eu Ra			X			
0.76	+ Eu Ra			X			
0.78				X			
0.80	X+ Eu Ra	X+ Ra	X+ Ra	X+ Ra	X+ Ra	X+ Ra	X+ Ra
0.82							

Fonte: Autor (2026)

Legenda: X: casos propostos para o AePW-4

+: casos propostos para essa pesquisa

Eu: casos analisados com modelo de Euler

Ra: casos analisados com modelo de RANS

Em azul: resultados experimentais disponíveis ensaiados com ar e *grit strip* #35

Em laranja: resultados experimentais disponíveis ensaiados com ar e *grit strip* #30

Em verde: resultados experimentais disponíveis ensaiados com R-12 e *grit strip* #35

4.1.2 Parâmetros de entrada

Nos dados fornecidos no ensaio experimental, Tabelas 4-7, não foi fornecido a temperatura nem a pressão estática. A temperatura considerada foi de 300,15 K, valor que está sendo utilizada nos trabalhos apresentados nos encontros do AePW-4, e o fluido utilizado foi o ar, considerado ideal. Entretanto, é importante notar que os resultados experimentais para Mach 0.80 estão disponíveis somente para o fluido R-12. A pressão estática pode ser calculada pela equação:

$$P = \rho R_{\text{fluido}} T \quad (15)$$

Onde

- P – Pressão estática.
- T – Temperatura absoluta.

- R_{fluido} – Constante dos gases específico para dado fluido – sendo $R_{air} = 287.06 \text{ J/kg.K}$ e $R_{R-12} = 68.76 \text{ J/kg.K}$.

A constante dos gases específico para um dado fluido R_{fluido} é obtido por:

$$R_{fluido} = \frac{R}{M_{m_fluido}} \quad (16)$$

Onde

- R – Constante dos gases ideais.
- M_{m_fluido} – Massa molar do fluido considerado.

A pressão estática, temperatura, número de Mach e AoA são fornecidas ao SU2 como parâmetros de entrada. Foram definidos valores de referência de pressão estática e dinâmica para cada número de Mach, baseados na densidade do fluido na fronteira de *flutter* experimental e com a temperatura constante de 300,15 K, como indicado na Tabela 9. Os valores de pressão estática adotados nas simulações foram selecionados como uma variação percentual em relação a esses valores de referência, podendo ser inferiores ou superiores.

Tabela 9 – Valores de pressão de referência para análises.

Fluido	Point No.	Mach	Densidade (kg/m ³)	Pressão estática de referência (Pa)	Pressão dinâmica de referência (Pa)	Pressão dinâmica de referência (psf)
Ar	341	0.34	1.0988	94672	7661	160.0
	333	0.50	0.5087	43828	7670	160.2
	329	0.62	0.3572	30773	8280	172.9
	321	0.68	0.3030	26110	8451	176.5
	319	0.74	0.2690	23179	8885	185.6
	315	0.76	0.2474	21314	8618	180.0
R-12	média de 465 e 472	0.80	1.0612	21901	7919	165.4

Fonte: Dansberry *et al.* (1993).

Os valores de pressão dinâmica foram calculados pela Eq. (17) e Eq. (18). Para a pressão dinâmica de referência, a densidade utilizada pode ser encontrada na Tabela 9. Porém, para cada caso simulado, a densidade é reduzida ou aumentada na mesma proporção que a pressão estática, sendo necessário fazer o cálculo da pressão dinâmica para cada condição.

$$v = Mach \cdot \sqrt{\gamma R_{fluido} T} \quad (17)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (18)$$

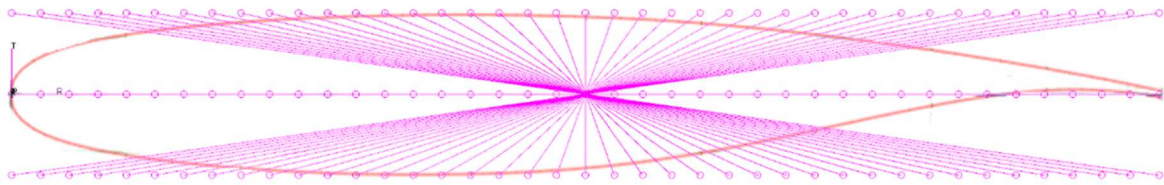
Onde

- *Mach* – número de Mach.
- γ – coeficiente de Poisson para o ar.
- *q* – pressão dinâmica.

4.1.3 Caracterização do modelo estrutural

A malha de elementos finitos foi desenvolvida no MSC Nastran – Licença Estudantil, e segue o conceito apresentado por Fonzi *et al.* (2022), composto de um nó mestre que é conectado aos nós secundários através de elementos rígidos. Os nós secundários devem contemplar a espessura e a corda do aerofólio, que possuem 2.24 pol e 16 pol respectivamente, com uma relação espessura-corda de 14%. A Figura 17 apresenta a malha MEF desenvolvida.

Figura 17 – Malha MEF utilizada. Em vermelho, o aerofólio NASA SC(2)-0414 somente ilustrativo.



Fonte: Autor (2026)

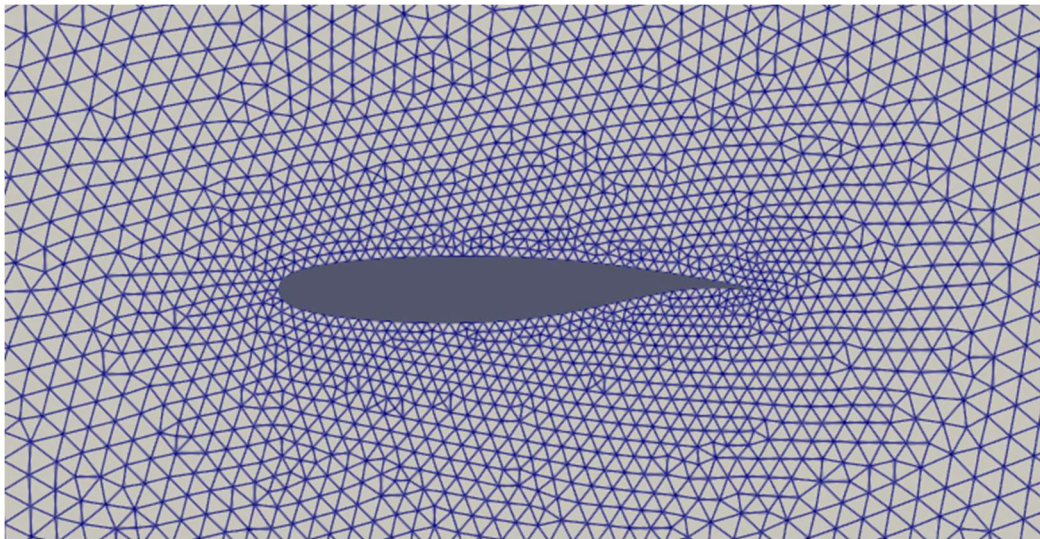
Para a caracterização do modelo estrutural, o centro de massa e eixo elástico foram considerados coincidentes, de acordo com a configuração experimental de Dansberry *et al.* (1993), onde o modelo é ancorado por duas molas no eixo elástico, uma emulando o grau de liberdade de *plunge*, na direção vertical, e a outra, *pitch*, na torcional. Os dados de rigidez, massa e inércia podem ser encontrados na Tabela 3. As características estruturais em *wind-off* foram obtidas no MSC Nastran e serão utilizados para o desenvolvimento da solução FSI. O amortecimento estrutural apresentado na Tabela 3 não foi considerado nas simulações, sendo considerado apenas o amortecimento proveniente das forças aerodinâmicas.

4.1.4 Geração de malhas aerodinâmicas

As malhas aerodinâmicas bidimensionais foram desenvolvidas utilizando o gerador de malha open-source Gmsh (GEUZAIN e REMACLE, 2009), com auxílio de rotinas em Python para algumas tarefas de manipulação.

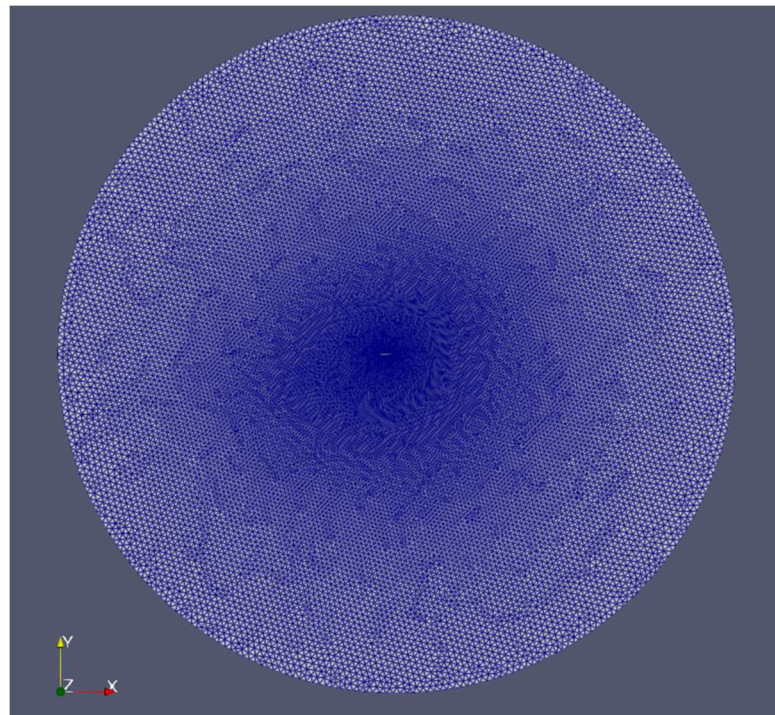
A malha aerodinâmica para o modelo Euler pode ser vista nas Figuras 18 e 19, composta de 25030 nós e 49661 elementos com um *farfield* de 10 m de raio. Por se tratar de uma análise com as equações de Euler, não foi necessário definir especificidades na região da camada limite.

Figura 18 – Malha aerodinâmica desenvolvida para modelo Euler - ampliada no aerofólio.



Fonte: Autor (2026)

Figura 19 – Malha aerodinâmica desenvolvida para modelo Euler.

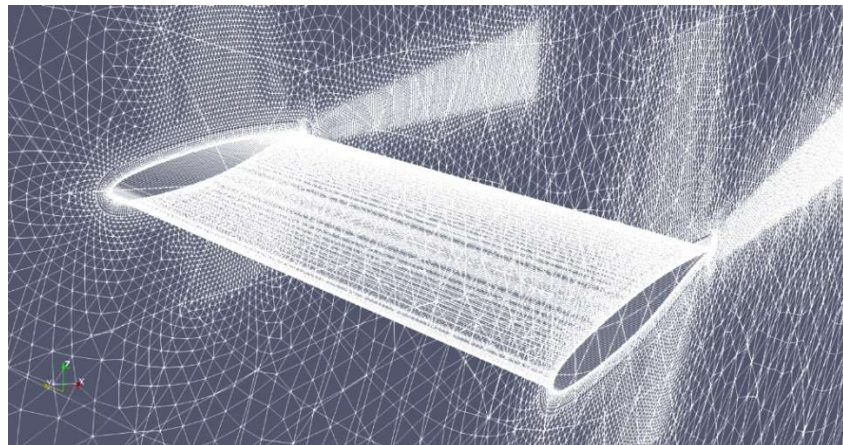


Fonte: Autor (2026)

A malha aerodinâmica para RANS requer o refinamento da região da camada limite. Seis níveis de malha foram disponibilizados por Pawel Chwalowski, do NASA Langley Research Center e membro do comitê organizacional do AePW-4. As malhas originais são tridimensionais, porém com espessura unitária na direção Z, como

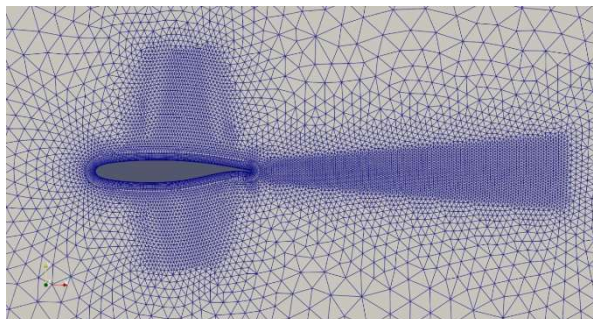
apresentado na Figura 20. Para que fosse possível utilizá-las no SU2 para análise bidimensional, somente os nós e elementos do plano X-Y foram extraídos e os seis níveis de malha podem ser vistos na Figura 21.

Figura 20 – Malha original fornecida por Pawel Chwalowski.

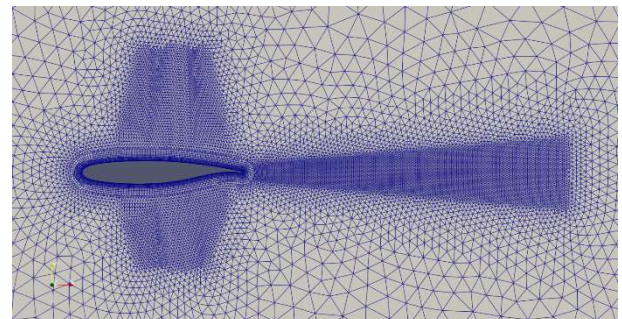


Fonte: Autor (2026)

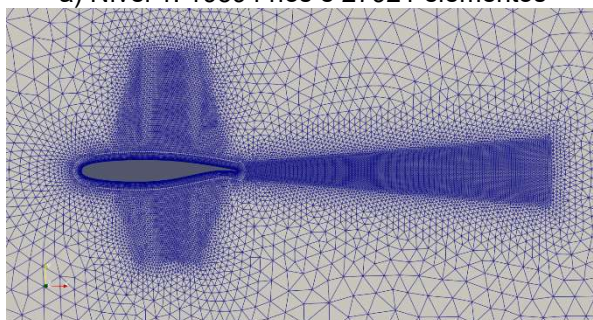
Figura 21 – Malhas para modelo RANS



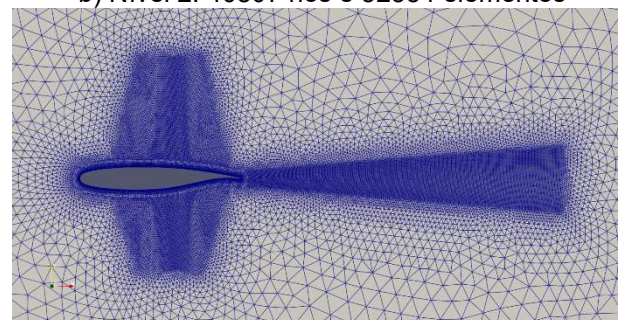
a) Nível 1: 19594 nós e 27921 elementos



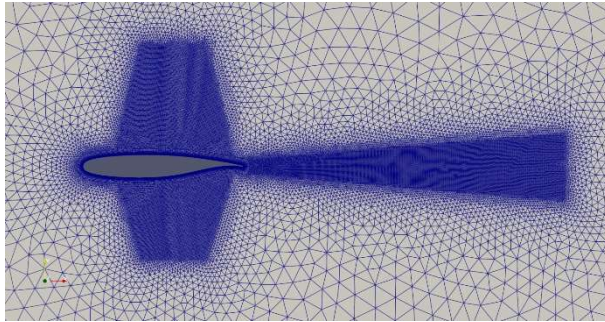
b) Nível 2: 40807 nós e 52554 elementos



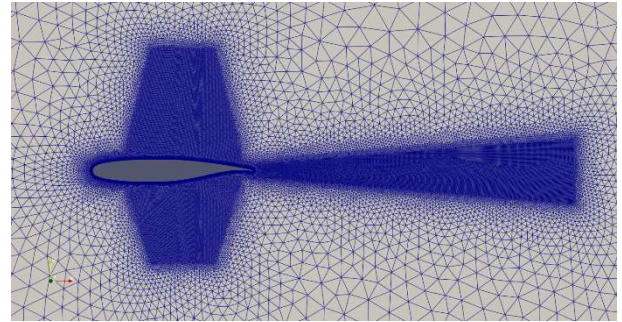
c) Nível 3: 80959 nós e 97244 elementos



d) Nível 4: 159936 nós e 182233 elementos



e) Nível 5: 319685 nós e 354652 elementos



f) Nível 6: 618375 nós e 669472 elementos

Fonte: Autor (2026)

Para o presente trabalho, somente os níveis 1 e 3 para os casos de 0° de AoA foram utilizados por conta do custo computacional intrínseco ao número de nós das malhas. Para a varredura de AoA com Mach 0.80, como previsto na Tabela 8, foi utilizada somente o nível 1.

A malha classificada como nível 1 possui 19594 nós e 27921 elementos e *farfield* de contorno quadrado com 81.28 metros ou 3200 polegadas cada lado. A altura da primeira camada da região da camada limite possui 2.15×10^{-6} metros, totalizando 50 camadas com taxa de crescimento de 1.20.

A malha classificada como nível 3 possui 80959 nós e 97244 elementos e *farfield* de 81.28 metros ou 3200 polegadas. A altura da primeira camada da região da camada limite possui 1×10^{-6} metros, totalizando 120 camadas com taxa de crescimento de 1.10.

4.2 SOLUÇÃO

4.2.1 Inicialização do escoamento e perturbação inicial

Na abordagem clássica de simulação aeroelástica, recomenda-se a execução prévia de uma análise em estado estacionário com a malha rígida. O objetivo desta etapa é estabelecer o campo de escoamento plenamente desenvolvido (distribuição de pressão e posições de choque) antes de iniciar a interação fluido-estrutura, minimizando ruídos numéricos no instante do acoplamento.

No presente trabalho, para os casos de 0° de AoA, foi utilizado a inicialização direta da análise transiente a partir das condições de corrente livre, sem o uso de um

arquivo de reinicialização estacionário. Esta abordagem implica no desenvolvimento simultâneo do campo aerodinâmico e da resposta estrutural ao longo do tempo.

A ausência da solução estacionária prévia resulta na introdução de um transiente numérico nos primeiros passos de tempo da simulação. O ajuste abrupto das equações de conservação, partindo de um campo uniforme para um escoamento transônico com choques, atua como uma excitação impulsiva de alta energia sobre a estrutura. Embora esse fenômeno gere flutuações não-físicas nos coeficientes aerodinâmicos no início da análise, ele se dissipa conforme o escoamento atinge a convergência.

Entretanto, a fim de padronização e avaliação de parâmetros com os participantes do AePW-4, para os casos de varredura de AoA com Mach 0.80 foi realizado a execução prévia da análise em estado estacionária com a malha rígida para utilizar de inicialização da análise transiente.

A identificação dos parâmetros de amortecimento requer que a estrutura responda em regime de vibração livre a partir de uma perturbação. No entanto, deve-se notar que o perfil supercrítico NASA SC(2)-0414 possui geometria assimétrica, o que resulta em coeficientes de sustentação e momento de arfagem não-nulos mesmo a zero graus de incidência. Este procedimento impõe, fisicamente, uma condição de deslocamento inicial em relação ao verdadeiro ponto de equilíbrio aeroelástico. A resposta transiente observada é, portanto, o movimento da estrutura tentando convergir para este ponto de equilíbrio aeroelástico, oscilando conforme seus modos naturais de vibração, cujos parâmetros de amortecimento são o objetivo dessa análise. O método é conhecido como *jig shape release* e traduz em respostas razoáveis quando comparada com outros métodos de perturbação inicial (Stanford *et al.*, 2024).

4.2.2 Solução FSI

Três arquivos de configurações devem ser disponibilizados para o SU2, um para a zona do fluido, um para a zona do sólido e um para a interface. O arquivo de configuração para a zona do sólido é lido pelo código estrutural nativo do SU2, considerando o modelo estrutural e resultados obtidos pelo software MSC Nastran.

O arquivo de configuração da interface define parâmetros da interpolação RBF das malhas além do mapeamento dos arquivos de configuração da zona do sólido e do fluido.

O arquivo de configuração para a zona de fluido define as propriedades físicas e critérios de convergência para a análise. Para definição física da simulação, além do número de Mach, é necessário fornecer a pressão estática e temperatura para o SU2. A temperatura e número de Mach foram fixados e a pressão estática foi modificada, inicialmente em valores abaixo dos valores de referência definidos na seção 4.1.2. Para os casos de resposta estável, foi feito um acréscimo na pressão estática de entrada e, para os casos de resposta instável, um decréscimo.

As configurações de convergência e passo de tempo foram mantidas das análises de Fonzi *et al.* (2022), utilizando o método *Dual Time Step* – DTS de segunda ordem com 50 iterações internas para o solver aerodinâmico e passo de tempo de 10^{-3} segundos com o total de 4000 passos físicos, completando 4 segundos de simulação.

A estratégia numérica do DTS desacopla o passo de tempo físico das restrições de estabilidade numéricas impostas pelo refinamento da malha. Em formulações explícitas, o passo de tempo seria limitado pelo menor elemento da camada limite, resultado em avanços temporais pequenos e custo computacional elevado. O DTS introduz um tempo fictício (pseudo-tempo), permitindo que o *solver* resolva um problema de estado estacionário iterativo dentro de cada passo de tempo físico. A escolha específica de um esquema de diferenças finitas regressivas de segunda ordem é fundamental para a análise aeroelástica, pois garante a precisão necessária para capturar as fases e amplitudes das oscilações harmônicas do *flutter*, minimizando a dissipação numérica que poderia, de outra forma, introduzir um amortecimento artificial na resposta do sistema.

O controle de estabilidade e eficiência das iterações internas (pseudo-tempo) foi gerido através do critério CFL – Courant-Friedrichs-Lwey. O número CFL vai atuar como um parâmetro de aceleração de convergência, definindo a agressividade com que o *solver* avança a solução no tempo fictício a cada instante físico. A motivação é maximizar a taxa de redução dos resíduos numéricos, permitindo que a informação se propague mais rapidamente pelo domínio computacional. Dessa forma, a robustez necessária para tratar não-linearidades locais, como choques e separações, são atendidas com a eficiência computacional para processar os tempos físicos

necessários para identificar as fronteiras de *flutter*. Para este trabalho foi utilizada uma estratégia de número CFL adaptativo, com o valor mínimo de 1.0 e máximo de 50.

O modelo de turbulência SST $k - \omega$ – *Shear Stress Transport* foi utilizado para os casos com modelo RANS, mantendo coerência com o testado por Fonzi *et al.* (2022). O modelo de duas equações SST $k - \omega$, desenvolvido por Menter (1993; 1994), se destaca por sua robustez na previsão de escoamento sujeitos a fortes gradientes de pressão e na captura do ponto de separação do fluxo, fenômenos críticos em regimes transônicos onde a interação choque-camada limite dita a estabilidade aeroelástica. O funcionamento do modelo baseia-se numa estratégia híbrida zonal: através de uma função de mistura, o solver utiliza a formulação $k - \omega$ na região próxima à parede, permitindo a integração direta através subcamada viscosa, e transita suavemente para a formulação $k - \epsilon$ nas regiões de escoamento livre (*farfield*).

4.3 PÓS-PROCESSAMENTO

Após a conclusão da simulação acoplada, o *solver* SU2 fornece como produto principal o arquivo de histórico temporal (*history.csv*), que registra a evolução instantânea dos coeficientes aerodinâmicos e, fundamentalmente, as coordenadas generalizadas dos modos estruturais a cada passo de tempo físico. Adicionalmente, são gerados arquivos de solução volumétrica contendo as propriedades do campo de escoamento e as coordenadas atualizadas da malha dinâmica deformada.

A análise destes dados inicia-se com uma inspeção de integridade física no software ParaView (Paraview, 2026), verificando-se a qualidade da malha deformada e a coerência dos campos de pressão e Mach. Simultaneamente, avalia-se a estabilidade aeroelástica no domínio do tempo através de *scripts* em MATLAB (Mathworks, 2026), que convertem as coordenadas generalizadas em deslocamentos físicos de *pitch* (α) e *plunge* (h). Esta plotagem temporal permite uma classificação qualitativa imediata: oscilações com amplitude decrescente indicam estabilidade, enquanto amplitudes constantes ou crescentes sugerem, respectivamente, ciclo limite (LCO) ou instabilidade (*flutter*).

Para a determinação quantitativa das fronteiras de *flutter*, as séries temporais validadas são submetidas à rotina de identificação de sistemas, como descrito na seção 3.6. O sinal passa pela remoção do componente médio e aplicação da FFT,

gerando o espectro de resposta. Utilizando o método LSCF, extraem-se as frequências naturais e os fatores de amortecimento para cada condição de voo simulada. A velocidade de *flutter* é finalmente determinada pela construção dos diagramas V-g-f, identificando-se o ponto de instabilidade através da interpolação linear entre um ponto com amortecimento positivo – estável, e outro com amortecimento negativo – instável, buscando o momento em que o amortecimento se torna negativo, fornecendo assim a pressão dinâmica de *flutter*.

5 RESULTADOS

Neste capítulo, serão apresentados os resultados de deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo dos casos propostos e, por fim, a comparação das pressões dinâmicas de *flutter* obtidas com os resultados experimentais.

5.1 TEMPOS COMPUTACIONAIS

Para realização da análise foi utilizada o workstation disponibilizada na UNESP – Departamento de Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, que possui processador AMD Ryzen 9 7950X – 16 núcleos e 2 threads por núcleo, com frequência de 5.7 GHz e 128 GB de memória RAM. Para cada rodada de análise, foram utilizados 15 threads. As Tabelas 10-12 fornecem os tempos de cada análise com 0° AoA e a Tabela 13 apresenta os tempos de cada análise para a varredura de AoA e Mach 0.80. Todas as tabelas relacionam os valores de pressão estática utilizados com os valores de referência fornecidos na Tabela 9. Um resumo é apresentado na Tabela 14.

Tabela 10 – Tempo decorrido (*wall time*) para análises realizadas – modelo de Euler.

Pressão estática (ref. Tab. 9)	Número de Mach						
	0.34 [hora:min uto]	0.50 [hora:min uto]	0.62 [hora:min uto]	0.68 [hora:min uto]	0.74 [hora:min uto]	0.76 [hora:min uto]	0.80 [hora:min uto]
-4%							09:04
-8%							08:54
-12%							08:30
-15%	02:07	02:34	03:01				
-20%	02:01	01:53	02:40	03:25	03:08	02:55	08:01
-25%	01:37	01:10	02:55	03:24	03:09	02:54	07:36
-29%							07:12
-30%			02:01	02:44		01:57	
-33%							06:56
-35%			01:55	02:39	02:34	01:49	
-40%				02:17	02:28		
-45%				02:09	02:19		

Fonte: Autor (2026)

Legenda: Em verde: resposta temporal estável

Em laranja: resposta temporal instável

Tabela 11 – Tempo decorrido (*wall time*) para análises realizadas – RANS nível 1.

Pressão estática (ref. Tab. 9)	Número de Mach						
	0.34 [hora:min uto]	0.50 [hora:min uto]	0.62 [hora:min uto]	0.68 [hora:min uto]	0.74 [hora:min uto]	0.76 [hora:min uto]	0.80 [hora:min uto]
-10%	01:05	01:01	01:53	02:15	02:11	01:58	
-15%	00:39	00:46	01:55	01:53	01:59	01:56	
-20%			01:52	01:55	01:57	01:53	
-25%			01:25	01:41	01:51	01:52	
-30%			01:17	01:31	01:49	01:46	
-35%					01:35	01:40	
-40%					01:30	01:21	
-43%							01:33
-45%						01:18	01:46
-47%							01:45
-51%							01:38
-52%							01:36
-54%							02:09
-58%							04:38
-62%							01:11
-64%							01:10

Fonte: Autor (2026)

Legenda: Em verde: resposta temporal estável
Em laranja: resposta temporal instável

Tabela 12 – Tempo decorrido (*wall time*) para análises realizadas – RANS nível 3.

Pressão estática (ref. Tab. 9)	Número de Mach						
	0.34 [hora:min uto]	0.50 [hora:min uto]	0.62 [hora:min uto]	0.68 [hora:min uto]	0.74 [hora:min uto]	0.76 [hora:min uto]	0.80 [hora:min uto]
0%		12:46					
-5%		12:34					
-10%	13:20	08:55	12:53	11:07	14:46		
-15%	12:39	09:38	12:45	11:26	12:49		
-20%	09:55		11:12	11:31	12:25	12:08	
-25%	09:24		10:32	11:07	12:20	12:00	
-30%				09:16	11:53	11:28	
-35%				08:55	11:46	11:20	
-39%							33:49
-40%					11:19	10:55	
-41%							32:41
-43%							26:09
-45%					10:21	09:53	24:50
-51%							18:29
-58%							13:23
-62%							12:32

Fonte: Autor (2026)

Legenda: Em verde: resposta temporal estável

Em laranja: resposta temporal instável

Tabela 13 – Tempo decorrido (*wall time*) para análises realizadas – Varredura de AoA com Mach 0.80 e RANS nível 1.

Pressão estática (ref. Tab. 9)	Ângulo de Ataque – Mach 0.80					
	1° [hora:minut o]	2° [hora:minut o]	3° [hora:minut o]	4° [hora:minut o]	5° [hora:minut o]	6° [hora:minut o]
-7%	01:07					
-12%	01:04	01:09				
-16%	01:06	01:07				
-20%	00:51	01:05	01:10			
-24%	00:55	00:57	01:07			
-29%	00:50	00:50	01:04			
-33%	00:48		00:59	01:11		
-37%	00:47	00:46	00:53	01:06		
-41%	00:46	00:47	00:53	01:04		
-45%	00:45	00:49	00:54	01:03		
-50%	00:44	00:49	00:54	00:59	01:10	
-54%	00:44	00:50	00:55	00:59	01:08	01:14
-58%					01:06	01:14
-62%						01:07
-66%						01:06

Fonte: Autor (2026)

Legenda: Em verde: resposta temporal estável

Em laranja: resposta temporal instável

Para a malha RANS nível 3, nota-se que os tempos para a execução das análises aumentam significativamente à medida que o sistema se aproxima da fronteira de *flutter*. O mesmo comportamento pode ser observado com a elevação do número de Mach. Isso ocorre devido à intensificação da complexidade não linear do escoamento transônico — notadamente o fortalecimento das ondas de choque e a interação onda de choque-camada limite. Esses fenômenos dificultam o processo de convergência numérica do solver, exigindo um número maior de subiterações internas para que os resíduos fluidodinâmicos atinjam os critérios de convergência em cada passo de tempo. Entretanto, as análises realizadas com a malha grosseira RANS nível 1 não apresentaram esse aumento de tempo computacional. Esse fato é um indicativo de falta de resolução espacial da malha. A alta dissipação numérica por conta de malhas com poucos elementos acaba suavizando artificialmente os gradientes de pressão, resultando em uma convergência mais rápida, porém imprecisa.

Tabela 14 – Resumo de tempo decorrido para análises

Modelo	Nr. de nós	Nr. de análises executadas	Tempo decorrido (<i>wall time</i>) [hora:minuto]			
			Mínimo	Máximo	Média	Total
Euler 0° AoA	25030	36	01:10	09:04	03:38	120:58
RANS nível 1 0° AoA	19594	41	00:39	04:38	01:39	67:10
RANS nível 3 0° AoA	80959	40	08:55	33:49	13:31	523:51
RANS nível 1 Mach 0.80 Varredura AoA	19594	48	00:44	01:14	00:58	45:52

Fonte: Autor (2026)

5.2 VERIFICAÇÃO DA DISCRETIZAÇÃO DA CAMADA LIMITE

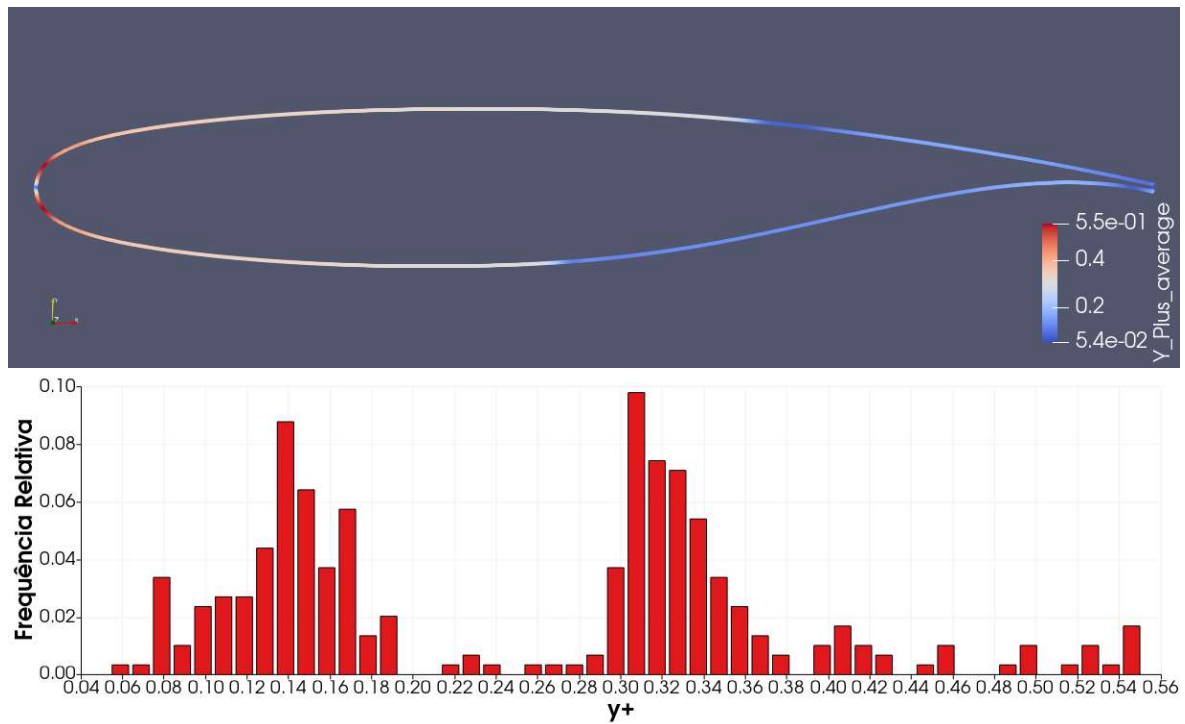
Para assegurar devida precisão na previsão das forças aerodinâmicas viscosas, foi realizada uma verificação da discretização da camada limite. A validação baseou-se na análise do parâmetro y^+ - distância de parede adimensional. Este parâmetro relaciona a altura da primeira célula da malha com a tensão de cisalhamento local e a viscosidade do fluido, indicando se o primeiro nó de cálculo se encontra dentro da subcamada viscosa linear. A correta adequação deste parâmetro é necessária para atender aos requisitos do modelo de turbulência SST $k - \omega$, que exige a resolução direta da subcamada viscosa ($y^+ < 5$) sem o uso de funções de parede para capturar corretamente o ponto de separação do escoamento (Versteeg & Malalasekera, 2007).

Considerando a natureza não-estacionária das simulações, onde a tensão de cisalhamento na parede varia dinamicamente devido à oscilação da estrutura e à variação do ângulo de ataque efetivo, uma verificação estática (em um único passo de tempo) seria insuficiente. Portanto, o cálculo das métricas de y^+ foi realizado através do processamento estatístico temporal de toda a série de dados da simulação no ParaView, considerando todos os instantes de tempo calculados. Para esta validação, foram selecionados os casos críticos de Mach 0.80 para 0° AoA, próximos à fronteira de instabilidade (*flutter*). Nestas condições, as velocidades locais e os gradientes na camada limite atingem suas magnitudes máximas, representando o "pior caso" para a malha. Os casos com valores de Mach abaixo de 0.80 resultaram em valores de y^+ menores comparativamente.

As Figuras 22-25 apresentam o histograma de valores de y^+ médio e máximo e a distribuição espacial sobre a superfície do aerofólio.

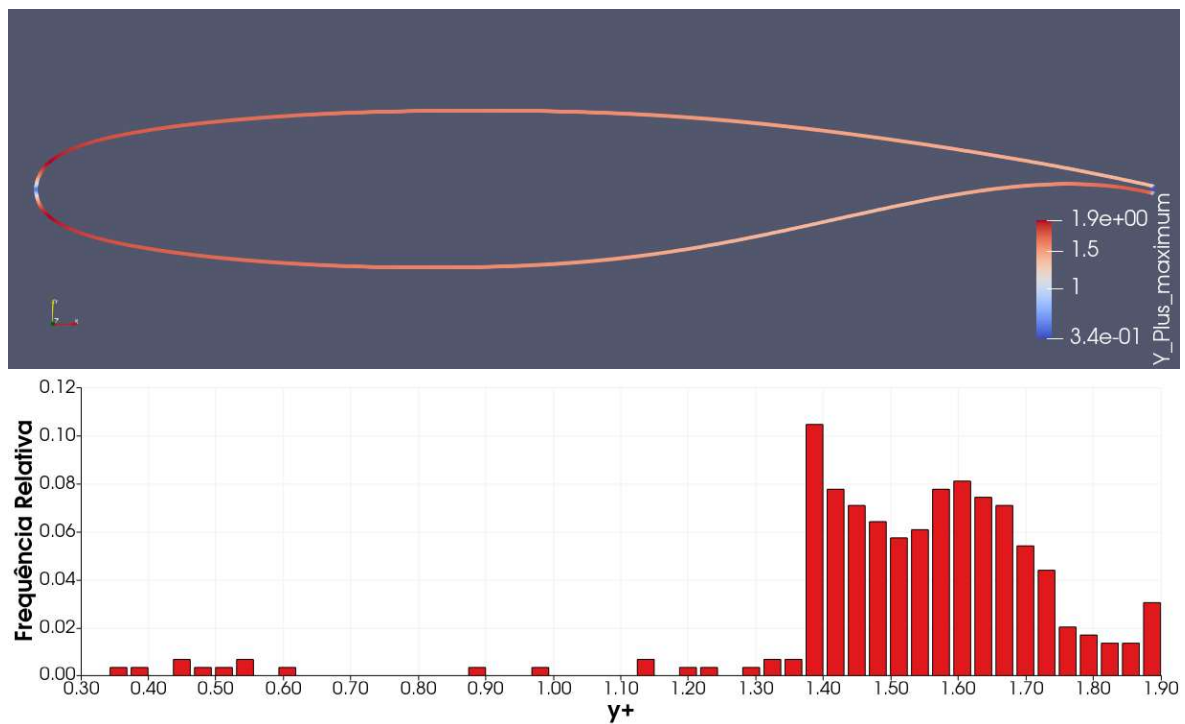
A malha RANS nível 1 apresentou valores médios temporais de y^+ oscilando entre 0.06 e 0.55, com um pico máximo instantâneo de 1.9. Embora o valor máximo exceda a unidade, ele permanece bem abaixo do limite aceitável de 5.0 para a região da subcamada viscosa da camada limite. Já a malha RANS nível 3 apresentou valores médios temporais y^+ oscilando entre 0.055 e 0.3 e um valor máximo global reduzido para 1.38.

Figura 22 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ médio na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -47% de pressão estática de referência, malha nível 1.



Fonte: Autor (2026)

Figura 23 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ máximo na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -47% de pressão estática de referência, malha nível 1.



Fonte: Autor (2026)

Figura 24 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ médio na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -43% de pressão estática de referência, malha nível 3.

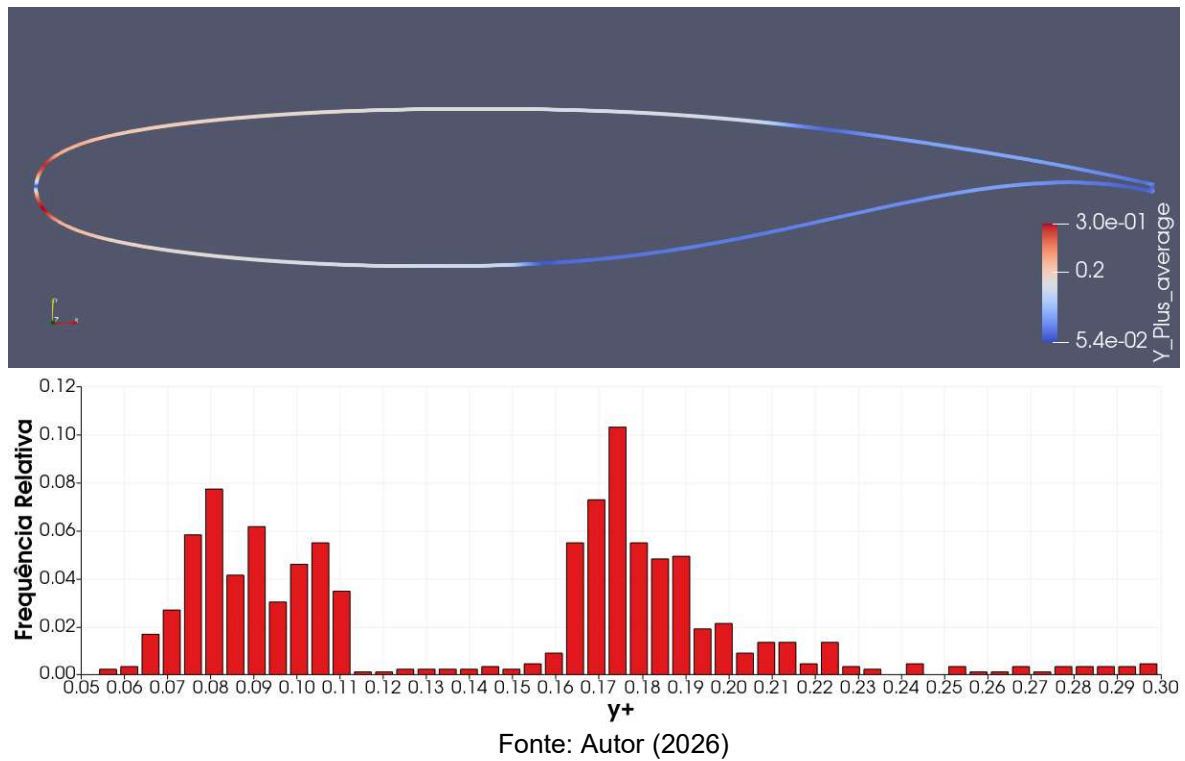
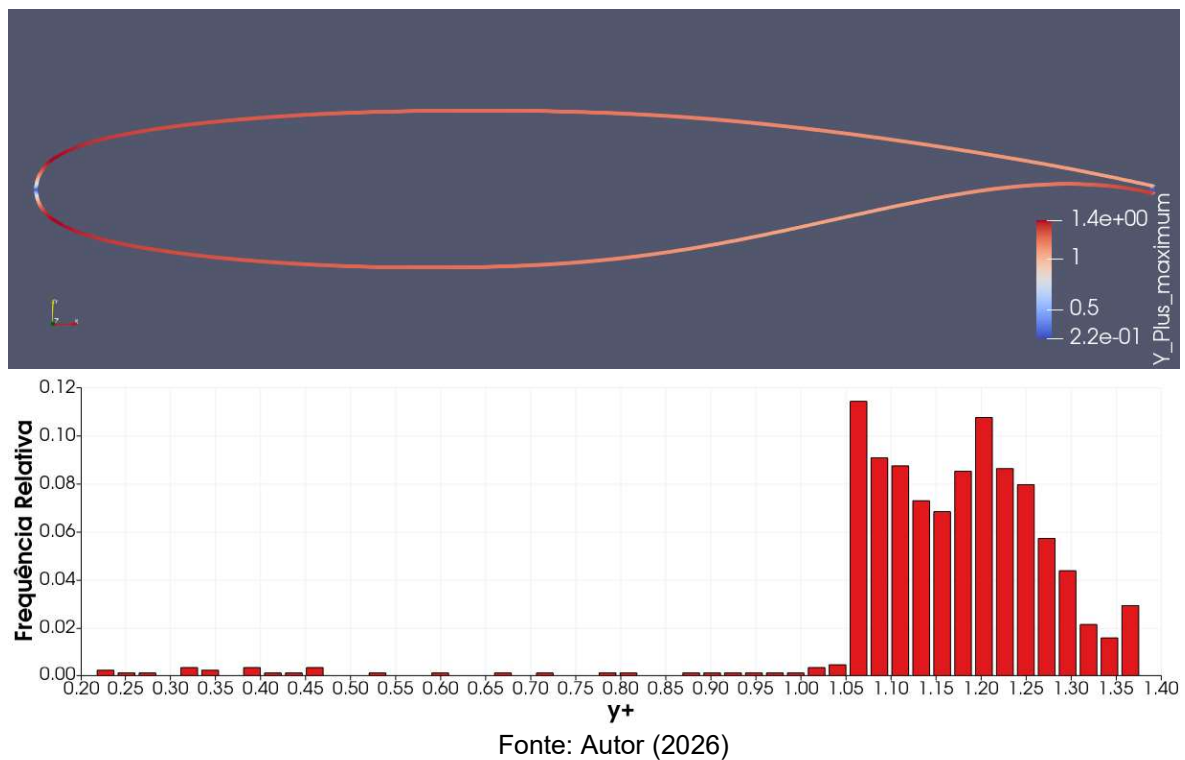


Figura 25 – Distribuição e histograma normalizado de y^+ máximo na superfície do aerofólio – Mach 0.80, AoA = 0°, -43% de pressão estática de referência, malha nível 3.



A distribuição espacial do y^+ sobre a superfície do aerofólio SC2-0414 revelou um padrão topológico consistente em ambos os níveis de malha. Observa-se uma concentração de valores mais elevados em duas regiões específicas: o Bordo de Ataque (LE) e a superfície inferior – intradorso, do Bordo de Fuga (TE). A elevação do y^+ médio na região do bordo de ataque e dos valores máximos no intradorso do bordo de fuga y^+ não indica inconsistência na geração da malha, mas sim uma resposta direta à física do escoamento sobre perfis supercríticos:

- I. Região do Bordo de Ataque: A rápida aceleração do fluido a partir do ponto de estagnação gera elevados gradientes de velocidade tangencial. Como a tensão de cisalhamento na parede é proporcional a este gradiente, ocorre um aumento local na velocidade de atrito, elevando consequentemente o valor de y^+ .
- II. Superfície Inferior do Bordo de Fuga: O perfil SC2-0414 possui características de carregamento traseiro. A geometria côncava no intradorso posterior induz uma re-aceleração do escoamento em direção à fuga. Isso mantém a camada limite fina e energizada, resultando em altas tensões de cisalhamento, justificando os picos de y^+ observados nesta região.

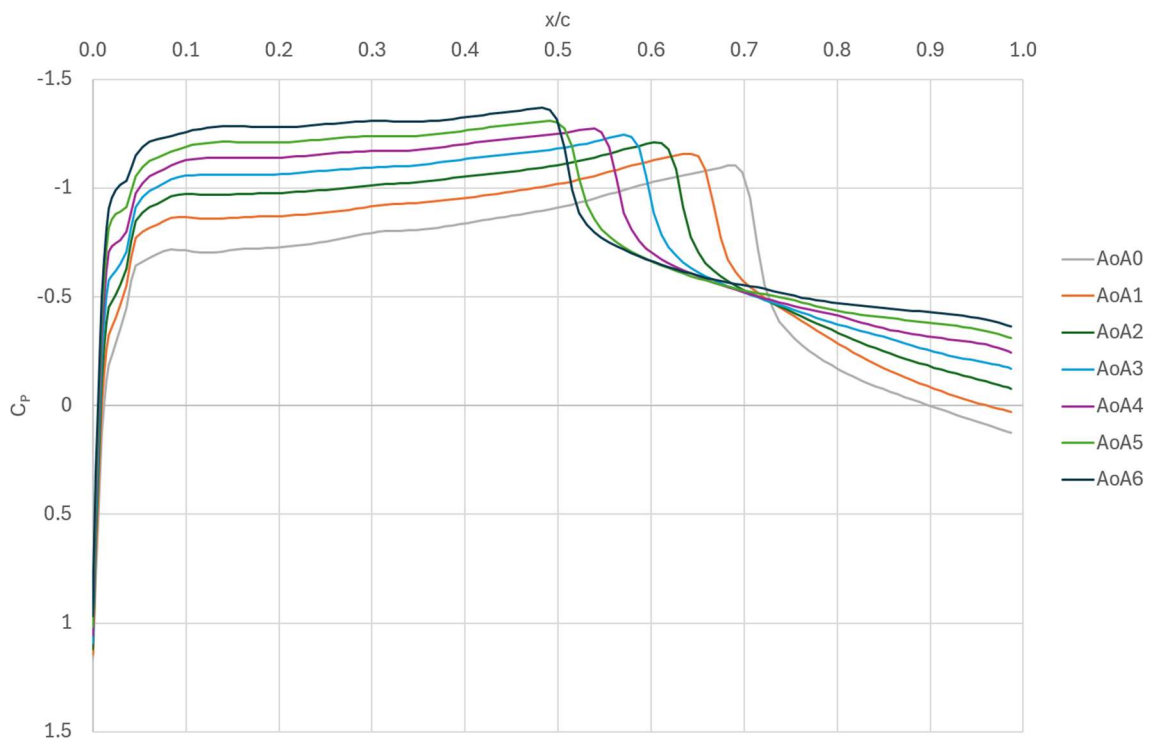
Devido ao elevado custo computacional das simulações, ainda não foi viável a execução de um estudo formal de convergência utilizando o método GCI (*Grid Convergence Index*) com três níveis de refinamento distintos.

5.3 RESULTADO PARA ASA RÍGIDA ESTACIONÁRIA

Como exposto anteriormente, para a inicialização da análise transiente dos casos do AePW-4 - varredura de AoA com Mach 0.80, foi obtido o campo de escoamento desenvolvido através da análise em estado estacionário de cada caso com a malha rígida. As Figuras 26 e 27 apresentam os coeficientes de pressão - C_p , para o extradorso e o intradorso, respectivamente. Os coeficientes de arrasto - C_D , sustentação - C_L , e de momento de arfagem C_M , em relação ao eixo elástico do aerofólio podem ser vistos no Apêndice A.

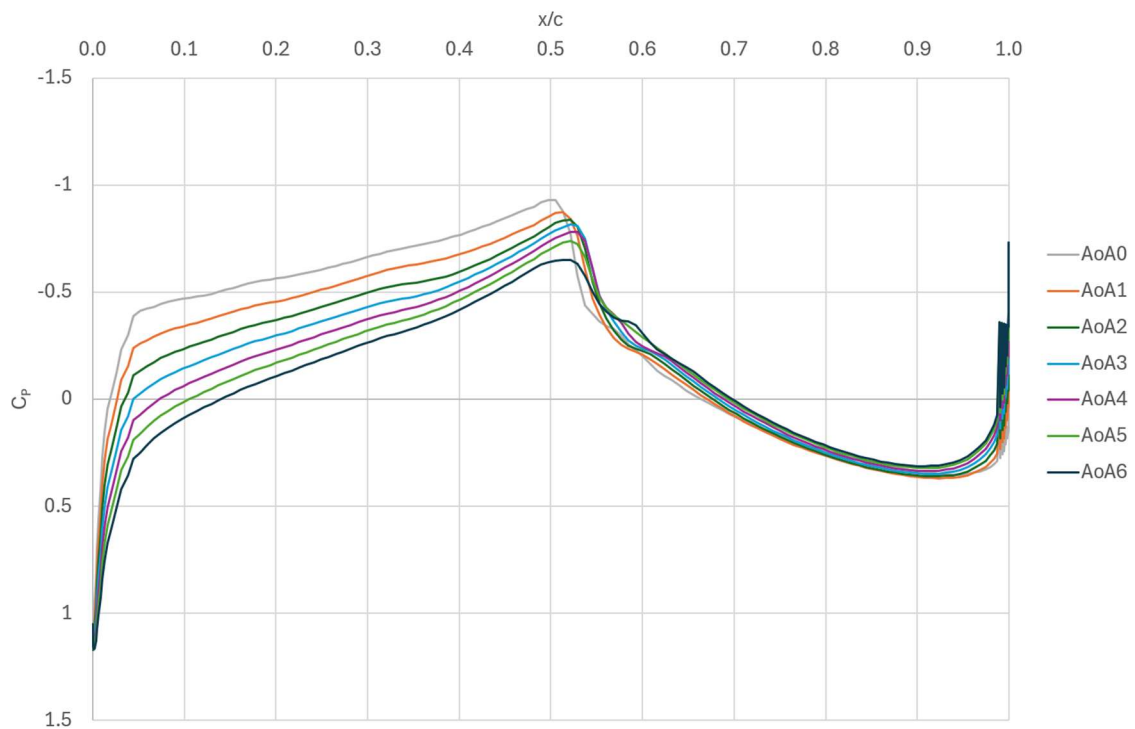
A presença de ondas de choque é evidenciada pela variação abrupta do C_p na região entre 0,5 e 0,7 x/c , fenômeno observado tanto no intradorso quanto no extradorso. Nota-se o deslocamento da posição da onda de choque à medida que o ângulo de ataque é incrementado, modificando a forma como essa não linearidade aerodinâmica influencia o movimento oscilatório da asa.

Figura 26 – Coeficiente de pressão C_p por posição ao longo da corda adimensional x/c no extradorso.



Fonte: Autor (2026)

Figura 27 – Coeficiente de pressão C_p por posição ao longo da corda adimensional x/c no intradorso.

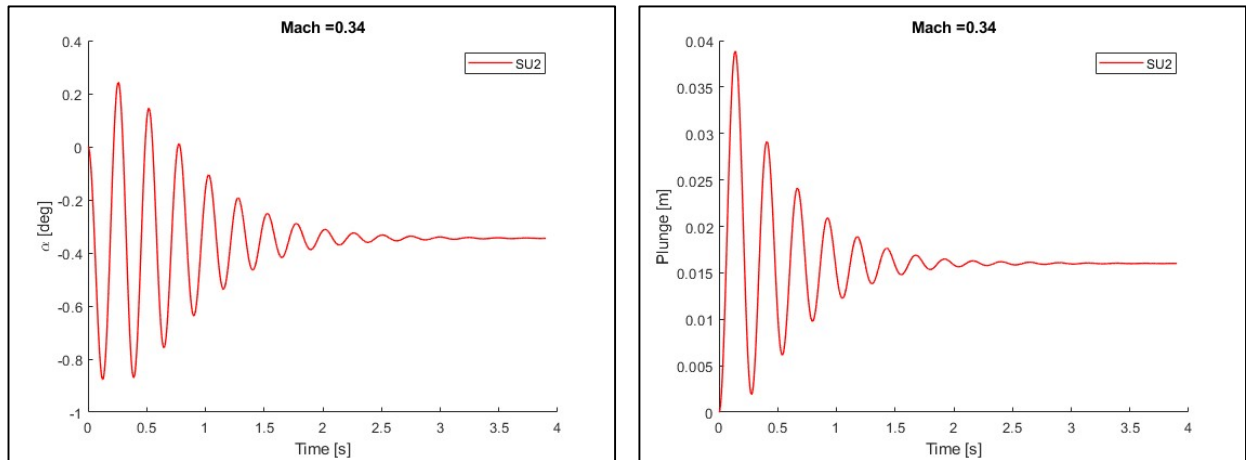


Fonte: Autor (2026)

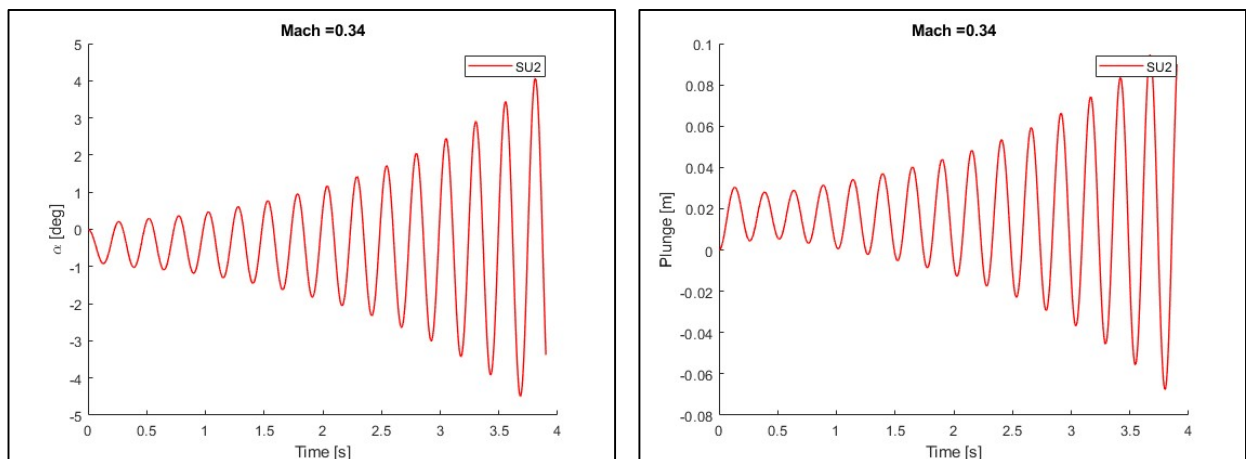
5.4 RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES FSI

Os estudos de caso, como citado anteriormente, fez uma varredura de pressões para diferentes números de Mach a fim de obter minimamente dois resultados, um estável e um instável. As Figuras 28-34 apresentam pares de resultados para *pitch* e *plunge* dos diferentes casos de Mach com modelo RANS nível 1. As respostas dos modelos Euler e RANS nível 3 podem ser vistas nos Apêndice B, C e D. Nota-se que quando a solução é estável (Figuras 28a-34a), a estrutura oscilante perde energia para o escoamento, o que amortece o seu movimento, enquanto no caso instável (Figuras 28b-34b), a dinâmica do sistema permite que a estrutura extraia energia do escoamento, gerando um efeito de amortecimento negativo que realiza trabalho sobre a asa e amplifica as suas oscilações.

Figura 28 - Mach 0.34 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 15% abaixo e b) 10% abaixo da experimental.

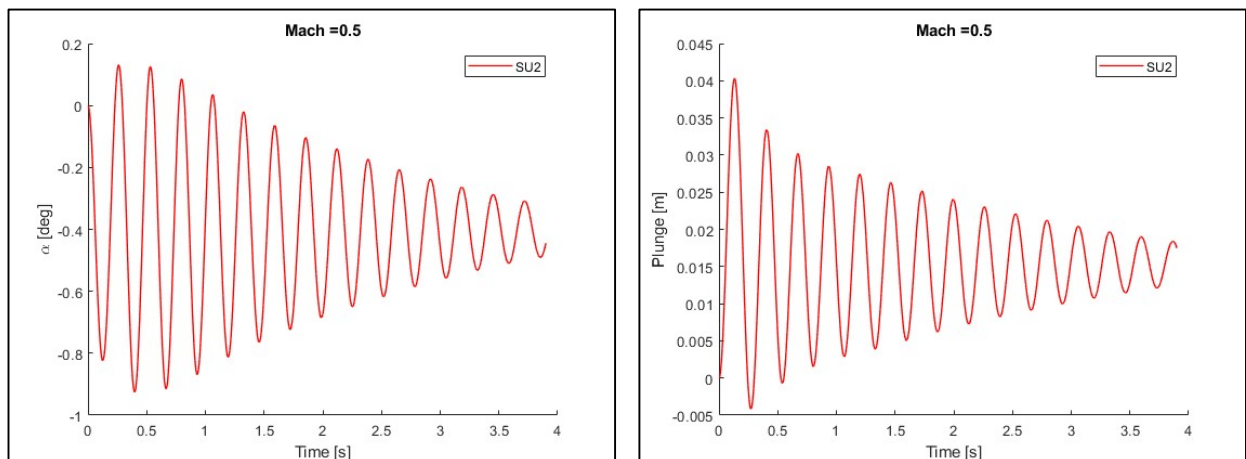


a) Pressão dinâmica: 136.0 psf



b) Pressão dinâmica: 144.0
Fonte: Autor (2026)

Figura 29 - Mach 0.50 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 15% abaixo e b) 10% abaixo da experimental.



a) Pressão dinâmica: 136.2 psf

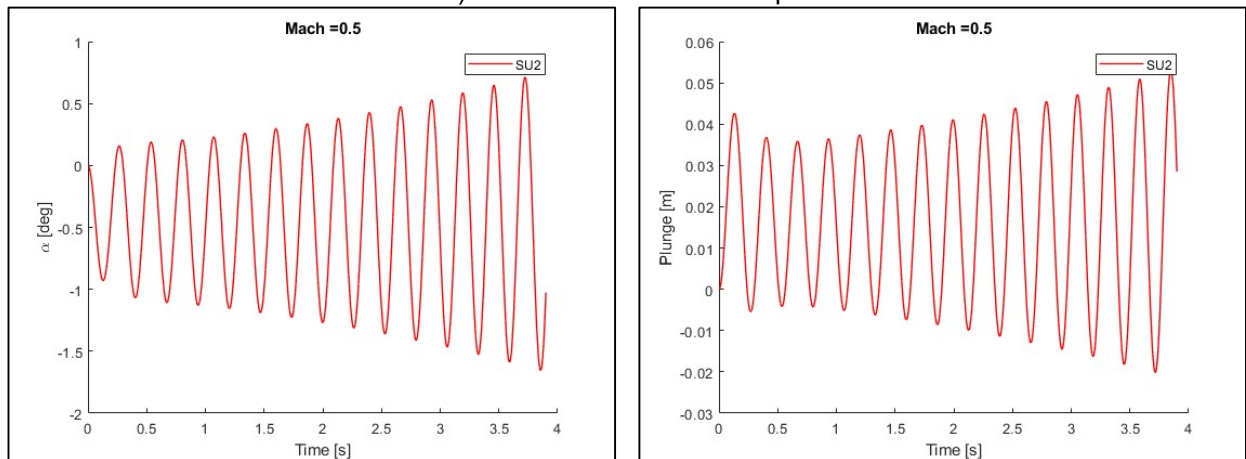
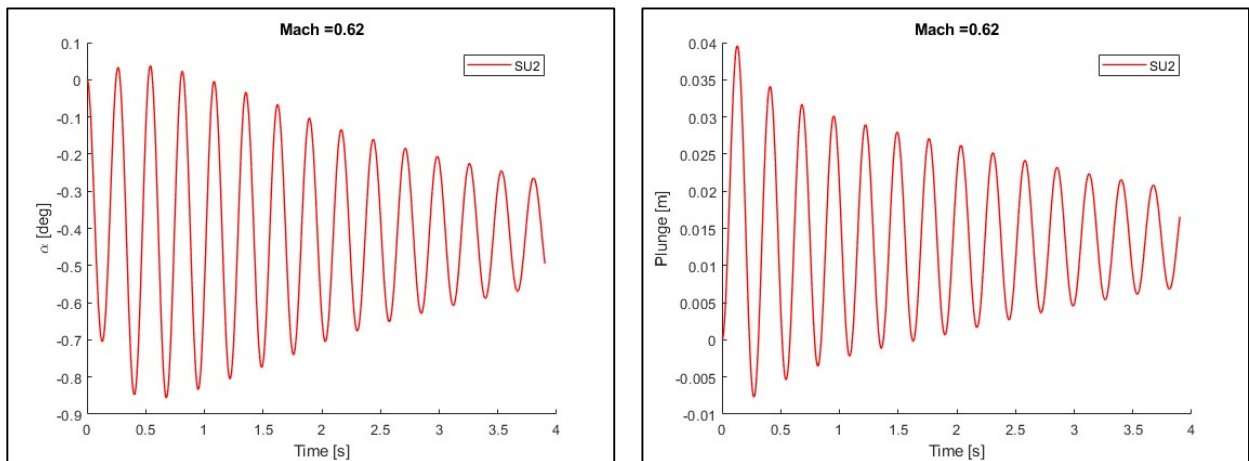
b) Pressão dinâmica: 144.2 psf
Fonte: Autor (2026)

Figura 30 - Mach 0.62 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 20% abaixo da experimental.



a) Pressão dinâmica: 129.7 psf

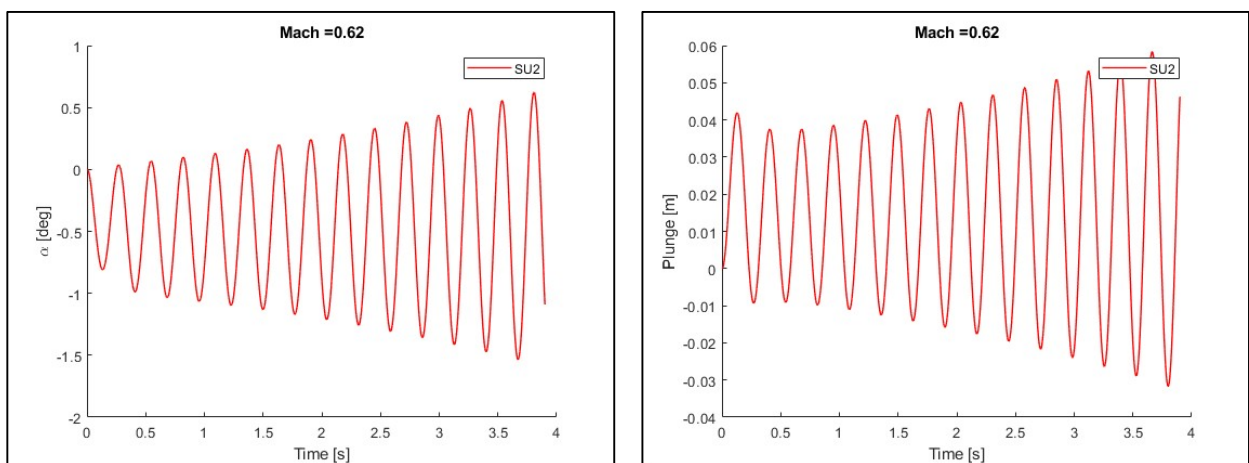
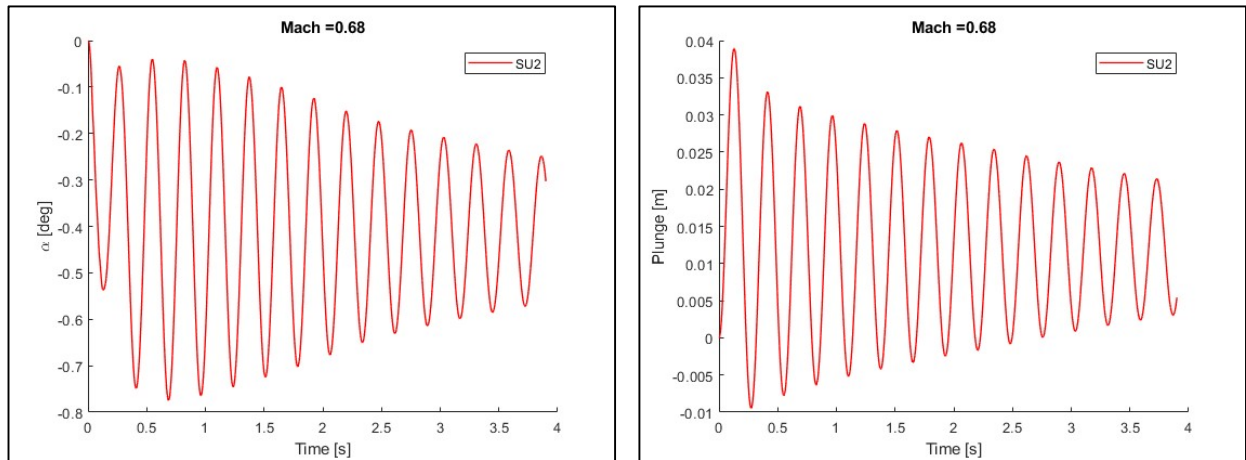
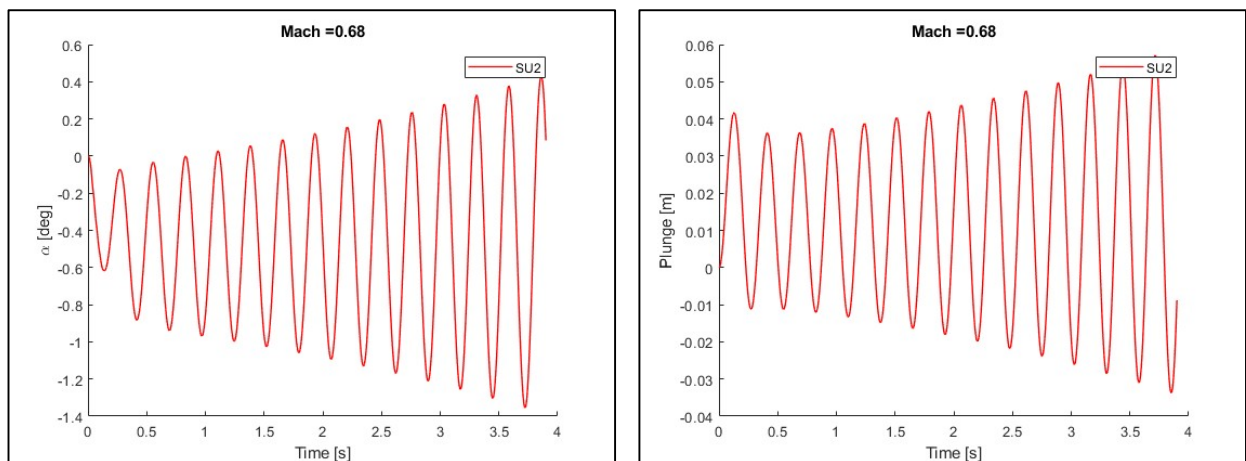
b) Pressão dinâmica: 138.4 psf
Fonte: Autor (2026)

Figura 31 - Mach 0.68 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 30% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.

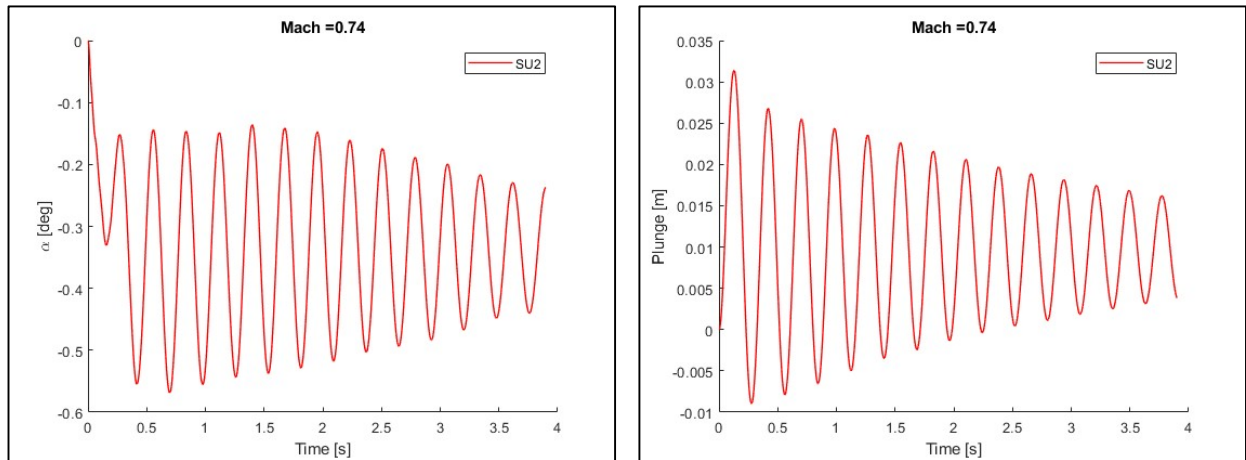


a) Pressão dinâmica: 123.6 psf

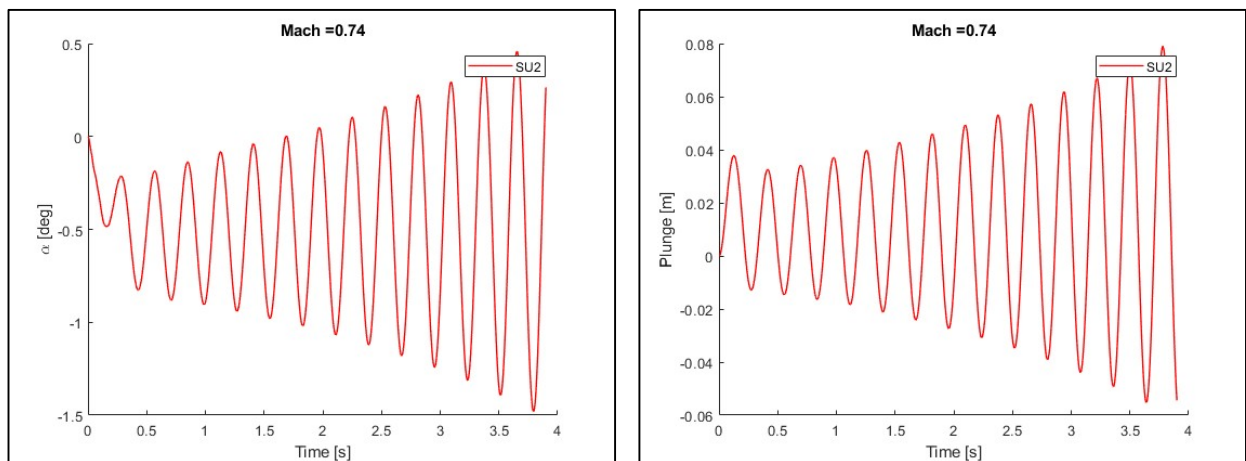


b) Pressão dinâmica: 132.4 psf
Fonte: Autor (2026)

Figura 32 - Mach 0.74 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 30% abaixo da experimental.

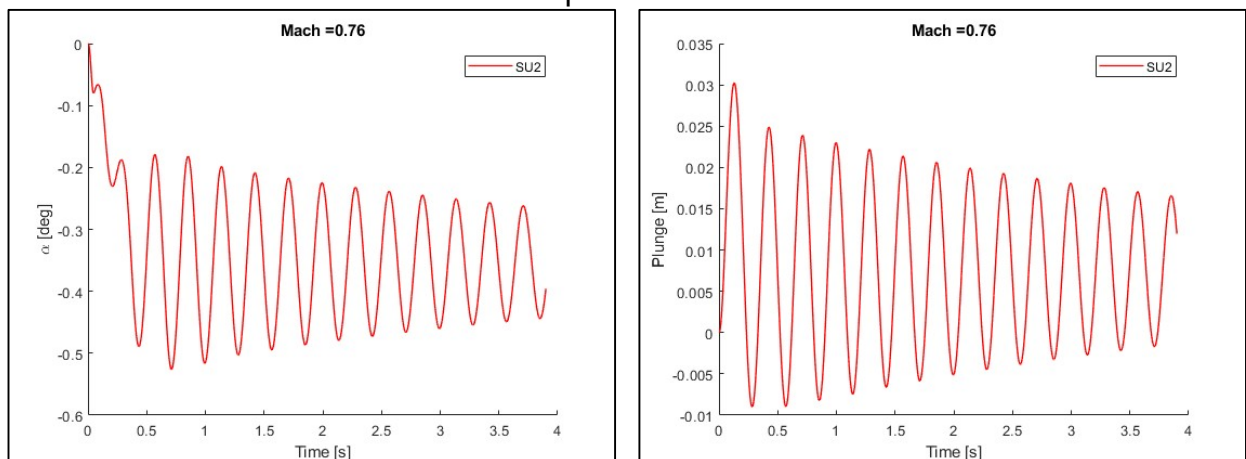


a) Pressão dinâmica: 111.3 psf

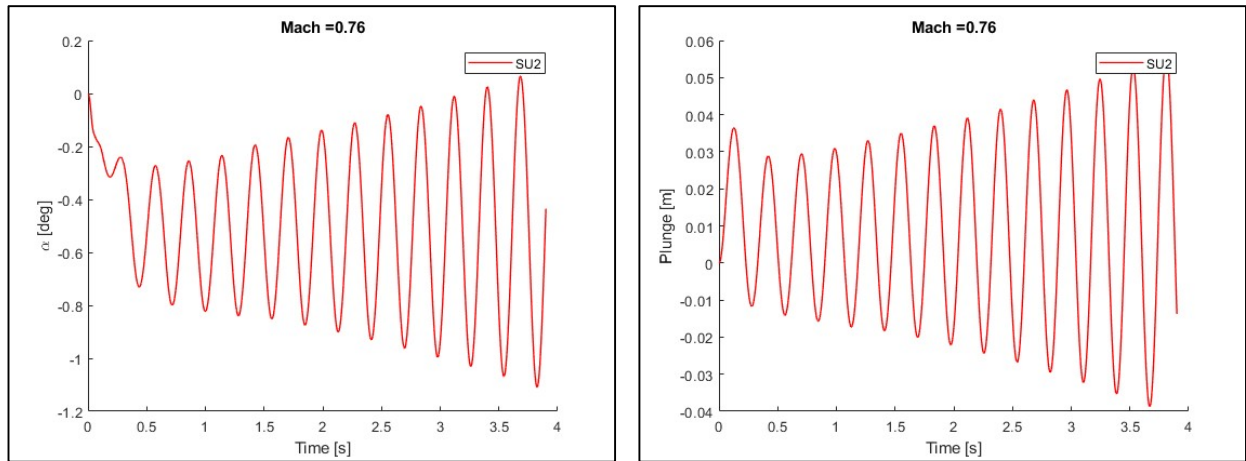


b) Pressão dinâmica: 129.9 psf
Fonte: Autor (2026)

Figura 33 - Mach 0.76 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 30% abaixo da experimental.

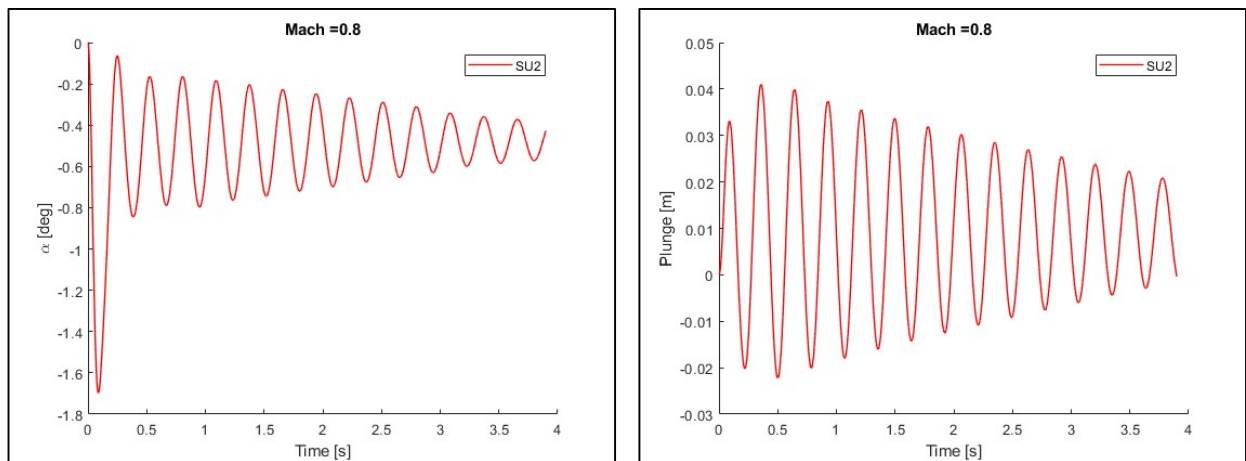


a) Pressão dinâmica: 108.0 psf

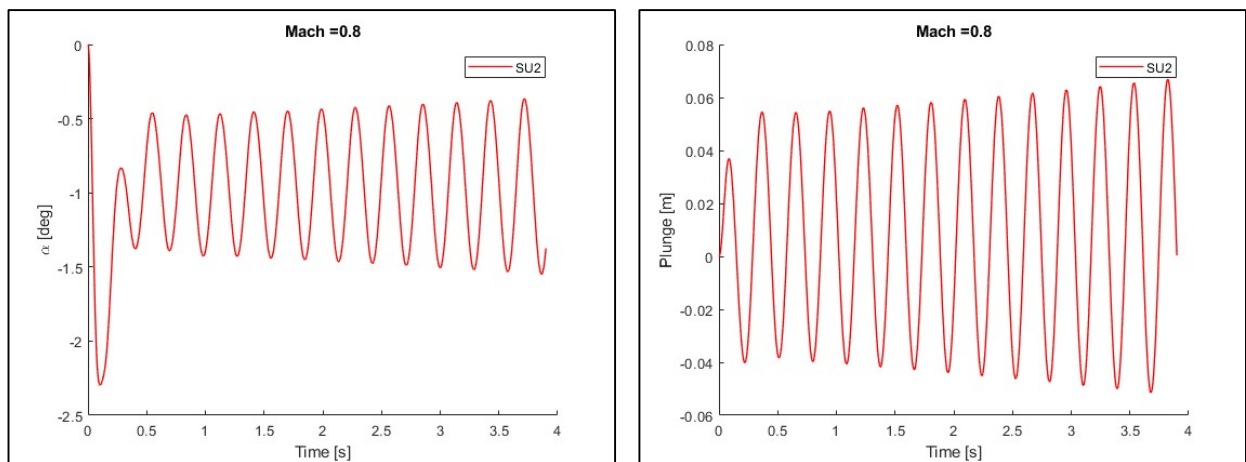


b) Pressão dinâmica: 126.0 psf
Fonte: Autor (2026)

Figura 34 - Mach 0.80 – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 51% abaixo e b) 43% abaixo da experimental.



b) Pressão dinâmica: 206.0 psf



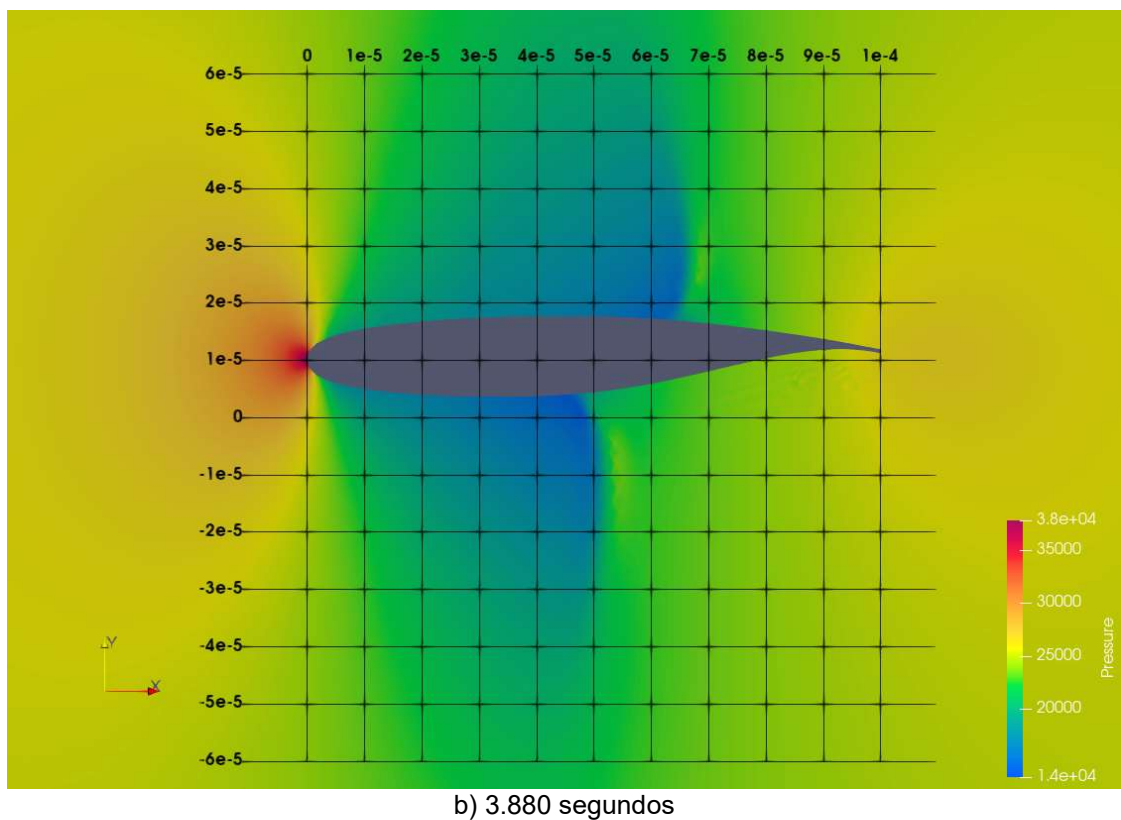
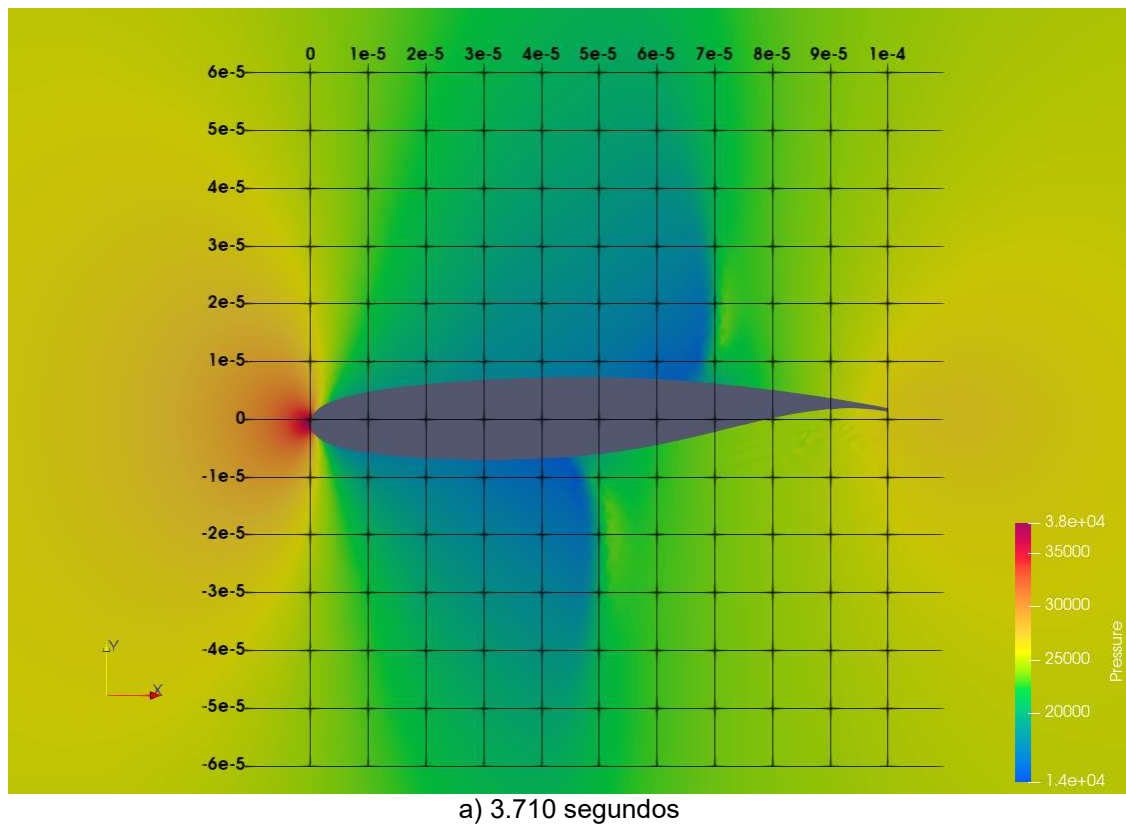
b) Pressão dinâmica: 231.7 psf
Fonte: Autor (2026)

A Figura 35 apresenta a distribuição de pressão em dois instantes de tempo para o caso instável de Mach 0,80 e 0° de AoA, avaliado com o modelo RANS de nível 1. Também observado na plotagem de C_p por x/c nas Figuras 26 e 27 nota-se, tanto no intradorso quanto no extradorso, a presença de um abrupto gradiente adverso de pressão que caracteriza a formação de uma onda de choque. O movimento oscilatório, desencadeado pela perturbação inicial, promove o deslocamento contínuo da posição desse choque sobre a superfície do aerofólio. Essa dinâmica altera significativamente a distribuição das forças aerodinâmicas e a fase do momento de arfagem, podendo realimentar o movimento da asa e contribuir com a ocorrência do *flutter*.

Para cada condição analisada, os históricos temporais da resposta estrutural são pós-processados visando à extração dos modos de *pitch* e *plunge*. A identificação LSCF fornece como saída o fator de amortecimento viscoso modal, mas, por convenção, é utilizada na área de aeroelasticidade o amortecimento estrutural. Assumindo a hipótese de baixo amortecimento, utiliza-se a equivalência de $g = 2\zeta$.

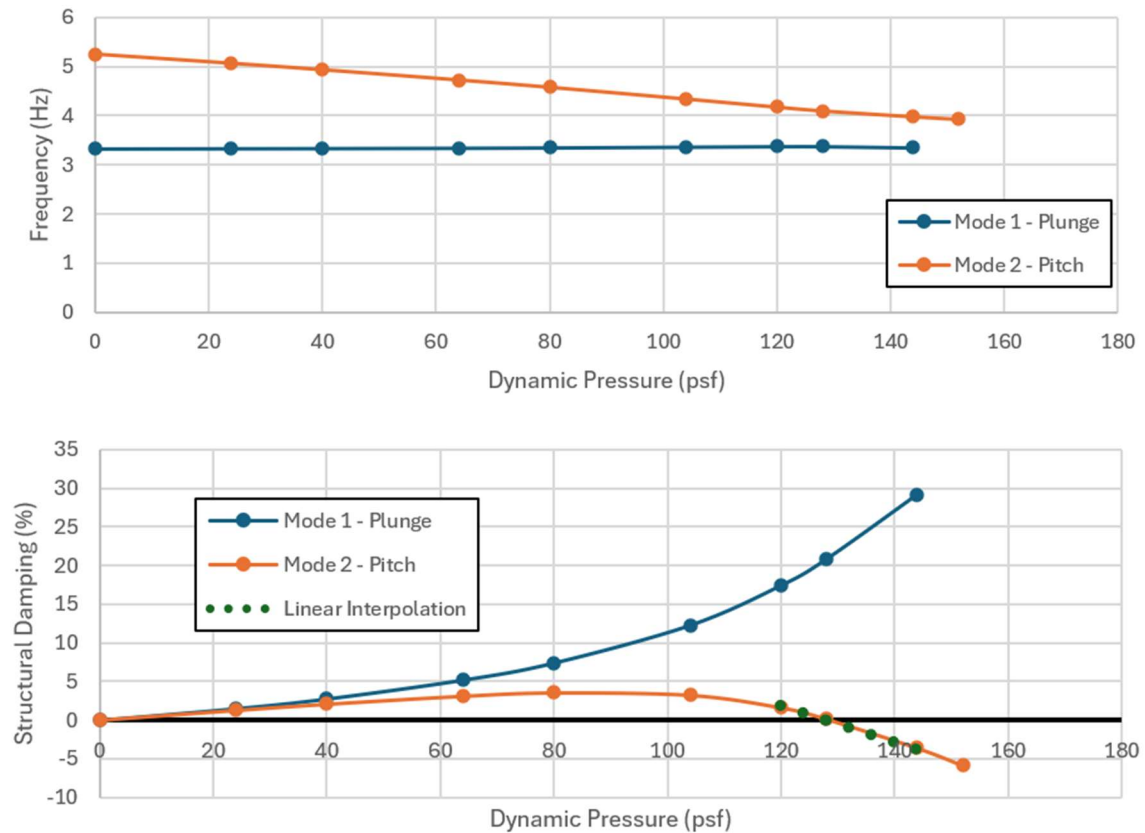
Para obter as pressões dinâmicas de *flutter* para cada um dos casos, é necessário plotar os diagramas de velocidade-amortecimento-frequência – V-g-f, com as frequências e amortecimentos obtidas pela identificação modal. A Figura 36 apresenta o diagrama V-g-f para o número de Mach 0.34 com modelo de Euler, onde é possível identificar o acoplamento de frequências – modos de vibrar, à medida que o sistema entra em instabilidade – *flutter*.

Figura 35 – Distribuição de pressão no aerofólio – caso Mach 0.80 modelo RANS nível 1 – no tempo físico de a) 3.710 segundos e b) 3.880 segundos.



Fonte: Autor (2026)

Figura 36 – Diagrama V-g-f para número de Mach 0.34.



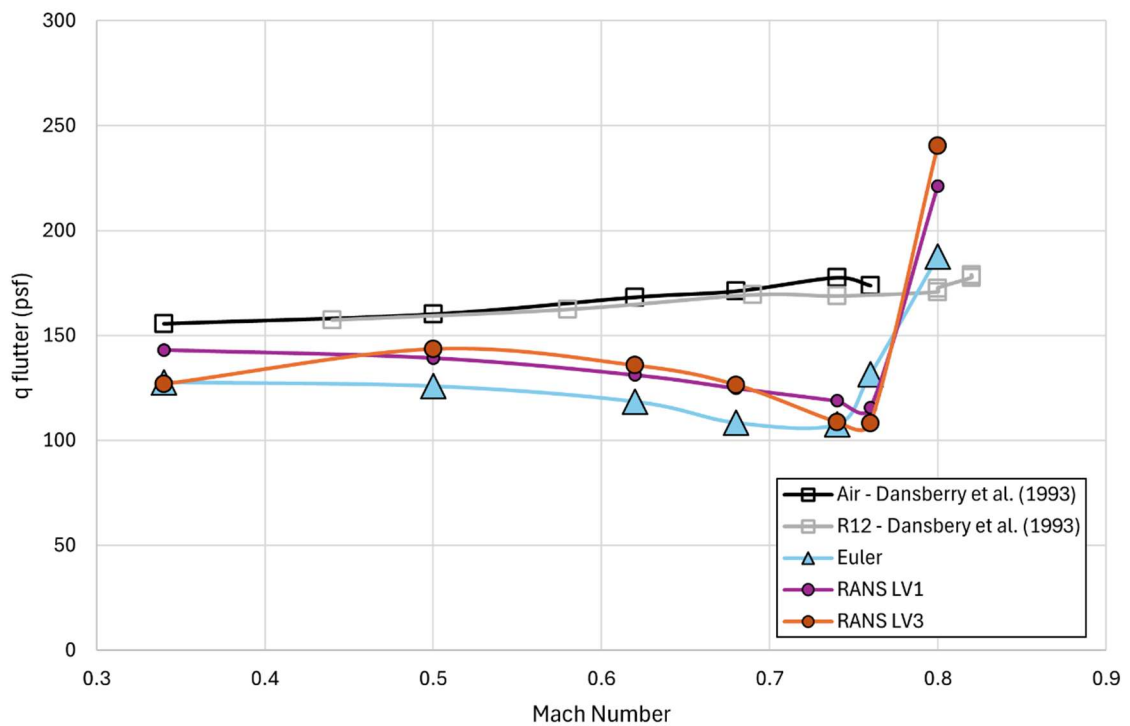
Fonte: Autor (2026)

A pressão dinâmica de *flutter* foi obtida pela interpolação linear entre o caso estável e instável para cada número de Mach, como representado pela linha pontilhada verde na Figura 36. As pressões dinâmicas de *flutter* obtidas podem ser vistos na Tabela 15, Figura 37 e Figura 38, comparando com os valores experimentais (Dansberry *et al.*, 1993).

Tabela 15 – Resultados das análises e comparação com os dados experimentais.

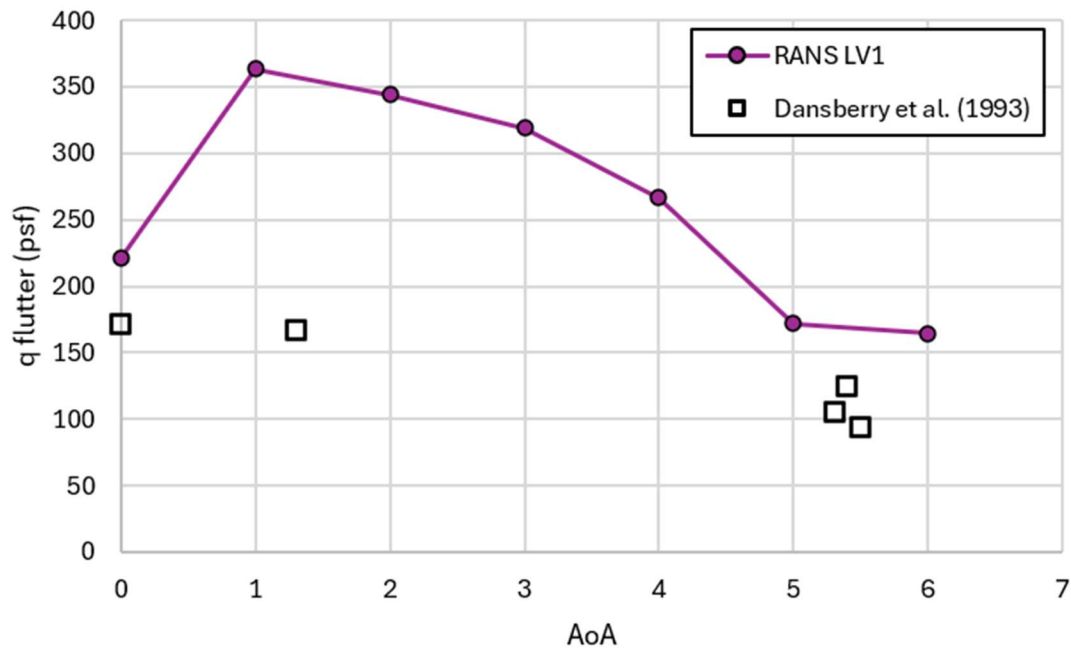
Número de Mach	AoA [°]	Pressão dinâmica de <i>flutter q</i> [psf]						
		Dansberry et al. (1993)	Euler Δ [%]		RANS nível 1 Δ [%]		RANS nível 3 Δ [%]	
0.34	0	155.5	127.7	-17.8	143.2	-7.9	126.8	-18.4
0.50	0	160.1	125.9	-21.4	139.3	-13.0	143.5	-10.3
0.62	0	168.2	118.5	-29.6	131.2	-22.0	135.7	-19.3
0.68	0	171.1	108.4	-36.6	124.9	-27.0	126.5	-26.1
0.74	0	177.6	107.6	-39.4	118.8	-33.1	108.8	-38.8
0.76	0	173.8	131.5	-24.3	115.7	-33.4	108.2	-37.8
0.80	0	171.7	187.7	+9.3	221.1	+28.8	240.5	+40.1
0.80	1	-	-	-	363.5	-	-	-
0.80	2	-	-	-	343.8	-	-	-
0.80	3	-	-	-	318.8	-	-	-
0.80	4	-	-	-	266.3	-	-	-
0.80	5	-	-	-	171.7	-	-	-
0.80	6	-	-	-	164.5	-	-	-

Fonte: Autor (2026)

Figura 37 – Evolução da pressão dinâmica de *flutter q* em função do número de Mach.

Fonte: Autor (2026)

Figura 38 – Evolução da pressão dinâmica de *flutter* q com Mach 0.80 em função do AoA.



Fonte: Autor (2026)

É possível identificar na Figura 37 a tendência da queda na pressão dinâmica de *flutter* com o aumento do número de Mach, que age de acordo com a literatura ampla. De acordo com Dansberry *et al.* (1993) e Bennet *et al.* (1991), o comportamento contrário dos resultados experimentais está relacionado a configuração do sistema, tendo o eixo elástico e centro de massa coincidentes.

Nota-se que os resultados para Mach 0.34 de Euler foi próximo ao resultado com RANS nível 3, porém não foi possível explicar de forma definitiva o motivo. Apesar da diferença nas tendências entre as curvas dos resultados para a região entre Mach 0.34 e 0.50, não é possível realizar afirmações por conta do baixo número de casos avaliados entre os pontos, sendo necessário analisar valores intermediários para tirar conclusões.

Como referência, a Tabela 16 apresenta a pressão dinâmica de flutter prevista a Mach 0.74 para a análise bidimensional utilizando equações de Euler e RANS e para a análise tridimensional utilizando equações de Euler, sugerindo que a grande redução na pressão dinâmica de flutter pode ser devida à simplificação bidimensional, e não à simplificação do modelo de fluido.

Tabela 16 – Resultados de referência para previsão de pressão dinâmica de *flutter* com Mach 0.74 e 0° de AoA.

Trabalho	Mach	Modelo	q_{flutter} (psf)
Atual	0.74	2D - Euler	107.6
	0.74	2D – RANS nv.1	118.8
	0.74	2D – RANS nv.3	108.8
Spode <i>et al.</i> (2017)	0.74	2D – RANS	122.2
Begnini <i>et al.</i> (2016)	0.74	3D - Euler	176.8
Heeg & Chwalowski (2019)	0.74	3D - Euler	~ 160

Fonte: Autor (2026)

O caso bidimensional de varredura de ângulo de ataque em Mach 0.80, proposto pelo AePW-4, carece de dados experimentais, o que inviabiliza comparações quantitativas diretas. Ainda assim, observa-se na Figura 38 que o pico da pressão dinâmica de *flutter* obtido numericamente ocorre em 1° de AoA, apresentando uma grande diferença em relação à tendência experimental, com uma queda entre aproximadamente 0° e 1.2° de AoA. Após o pico, o modelo numérico captura o comportamento físico esperado da queda de pressão dinâmica de *flutter* com o incremento do AoA, descrito na literatura causado pelo *stall flutter*. Entretanto, nota-se uma possível irregularidade na resposta aeroelástica a 6° de AoA, cujo comportamento atípico rompe a tendência de queda e se aproxima do mesmo valor do ponto anterior de 5° de AoA. Em ângulos maiores, o escoamento pode sofrer a separação induzida por choque, regiões de grande complexidade para simulações, introduzindo amortecimentos artificiais e gerando resultados numéricos não-físicos.

6 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi proposto utilizar a implementação realizada por Fonzi *et al.* (2022), no SU2, que explora as capacidades do software na resolução de problemas FSI, para solucionar casos de escoamento com altos valores de Mach utilizando modelos bidimensionais de Euler e RANS. O estudo tem objetivo de avaliar a viabilidade da simplificação comparando com os resultados experimentais de Dansberry *et al.* (1993) e contribuindo com as investigações do AePW-4. As vantagens numéricas de uma malha simples são extremamente atrativas para análises CFD, reduzindo significativamente o tempo e custo computacional.

Como exposto nos resultados, a simplificação gerou pressões dinâmicas de *flutter* bem abaixo dos casos experimentais. Até em número baixos de Mach já é possível ter uma diferença de 20% entre os resultados. Spode *et al.* (2017), utilizando RANS e com outro estudo de caso bidimensional, obteve valor de pressão dinâmica 27,6% abaixo do experimental para Mach de 0.74, reforçando a influência da simplificação espacial.

A diferença entre os resultados das malhas níveis 1 e 3 para o modelo RANS expõe a necessidade da convergência no refinamento da malha, apresentando comportamentos diferentes até em regiões subsônicas. É possível também que um número maior de pontos para os números de Mach sejam necessários para afirmar que existe a disparidade no comportamento.

O método de perturbação inicial utilizado – *jig shape release*, também foi utilizado por outros participantes, porém a perturbação inicial também é um parâmetro que influencia os resultados, como comprovado por Stanford *et al.* (2024) e que também pode ser investigado.

A metodologia aplicada apresentou resultados promissores, entretanto o custo computacional cresce de forma substancial com o refinamento da malha. Por essa razão, é importante realizar um ajuste fino nos parâmetros numéricos do *solver* visando otimizar o tempo de máquina (*wall-time*). Essa calibração prévia é fundamental para continuar avaliando a viabilidade computacional do método e avançar para simulações utilizando malhas com maior resolução espacial, analisar parâmetros levantados no presente trabalho como a perturbação inicial e explorar variações nos modelos fluidodinâmicos e de turbulência utilizados.

O caso bidimensional do AePW-4 foi apresentado de forma virtual no Aeroelastic Prediction Workshop que ocorreu no AIAA Aviation Forum 2026, trazendo atenção à outras variáveis como o passo de tempo e o fluido utilizado para as análises de Mach 0.80. As compilações apresentados no workshop indicaram uma variação entre os resultados dos participantes, que está sendo investigada.

Os novos testes experimentais, que estão atualmente em andamento, devem amarrar alguns parâmetros que não foram avaliados nos testes feitos por Dansberry *et al.* (1993), como a perturbação inicial, influência do *splitter plate* e os próprios limites de segurança de pressão no dispositivo PAPA e no TDT. Novas combinações de Mach e AoA serão ensaiadas e novos sensores utilizados, visando expandir os dados experimentais disponíveis.

Apesar disso, as simplificações para os problemas de FSI, tanto espacial quanto no modelo físico do escoamento, são fundamentais para acelerar o desenvolvimento das tecnologias na predição de fenômenos aeroelásticos, explorando mais casos, configurações e práticas para a modelagem computacional.

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como discutido anteriormente, a metodologia aplicada ainda requer um aprofundamento com análises da influência de parâmetros específicos. Entretanto, os novos resultados experimentais devem amarrar variáveis e trazer maior direcionamento de estudos. Dessa forma, como sugestões para trabalhos futuros têm-se:

- Investigar a influência de configurações para otimização de convergência;
- Explorar maiores níveis de malha para o modelo RANS para obter uma convergência da malha;
- Explorar diferentes modelos de turbulência, especialmente para os casos de maior complexidade;
- Explorar diferentes métodos e valores de perturbação inicial, utilizando como comparação as configurações de outros participantes do AePW-4;
- Adequar as análises com o fluido de trabalho;
- Explorar a influência de diferentes valores de passo de tempo para obter uma convergência.

REFERÊNCIAS

American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Aeroelastic Prediction Workshop (AePW-4). Disponível em: <<https://nescacademy.nasa.gov/workshops/AePW4/public>>. Acesso em: jan. 2025.

BEGINI, G. R.; SPODE, C.; PANTALEÃO, A. V.; NETO, B. G.; MARCÓRIO, G. O. A Comparison of CFD and AIC-based methods for unsteady aerodynamics and *flutter* computations of the AePW-2 wing model. **34th AIAA Applied Aerodynamics Conference**, Washington, EUA, junho 2016.

BENNET, R. M.; ECKSTROM, C. V.; RIVERA, J. A.; DANSBERRY, B. E.; FARMER, M. G.; DURHAM, M. H. The benchmark aeroelastic models program – description and highlights of initial results. **NASA Technical Memorandum 104180**. Dez. 1991.

BEZOS-O’CONNOR, G.; MANGELSDORF, M. F.; WASHBURN, A. E. Fuel efficiencies through airframe improvements. **3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference**, Havaí, junho 2011.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. Aeroelasticity. **[S.l.]: Dover Publications, Inc.**, 1996.

BOER, A. de; SCHOOT, M. van der; BIJL, H. Mesh deformation based on radial basis function interpolation. **Computers and Structures, Elsevier BV**, Delft, v. 85, n. 11-14, p. 784–795, jun. 2007.

CARNIELO, B. T. V. **Investigação da dinâmica aeroelástica de um aerofólio utilizando CFD**. 26 mai. 2023. 65 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Estadual Paulista – Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, 2023.

CHWALOWSKI, P. AePW-3 High Angle Working Group Test Case Selection and Data Submission. Apresentação disponível no site do AePW-3. 21-22 January 2023.

CHWALOWSKI, P.; STANFORD, B. AePW-4 High-Angle Working Group: an overview of recente progress and future directions. Apresentação disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/20250006424>>. Acesso em: jul. 2025.

CHWALOWSKI, P.; STANFORD, B. K.; JACOBSON, K. E.; POPLINGER, L.; RAVEH, D. E.; JIRASEK, A.; SEIDEL, J.; PAGLIUCA, G.; BERBEROFF-NAVAL, J. N.; FORSTER, M.; RIGHI, M.; IMMORDINO, G.; RONCH, A. D.; LAMBERSON, S. E.; PROSSER, D.; FADIGA, E.; OLIANI, S.; RONDINA, F.; CAPONE, L. *Flutter* prediction report in support of the high angle working group at the third Aeroelastic Prediction Workshop. **AIAA SCITECH 2024 Forum**, 2024-0418, 2024.

COLLAR, A. R. The expanding domain of aeroelasticity. **The Journal of the Royal Aeronautical Society**, Reino Unido, v. 50, p. 613-636, 1946.

COLLAR, A. R. The fifty years of elasticity. **Aerospace**, 5, p. 12-20, 1978.

DANSBERRY, B. E.; DURHAM, M. H.; TURNOCK, D. L.; RIVERA, J. A. Physical Properties of the benchmark models program supercritical wing. **NASA Technical Memorandum 4457**, 1993.

ECONOMON, T. D.; PALACIOS, F.; COPELAND, S. R.; LUKACZYK, T. W.; ALONSO, J. J. SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. **AIAA Journal**, vol. 54, 2016.

EDWARDS, J. W.; BENNETT, R. M.; WHITLOW, W.; SEIDEL, D. A. Time-marching transonic *flutter* solutions including angle-of-attack effects. **Journal of Aircraft**, vol. 20, no. 11, nov. 1983.

FUNG, Y. C. An introduction of the theory of aeroelasticity. **Dover Publications , Inc.**, 1955.

FONZI, N.; CAVALIERI, V.; GASPARI, A. D.; RICCI, S. Extended computation capabilities for high-fidelity fluid-structure simulations. **Journal of Computational Science**, vol. 62, jul. 2022.

GEUZAIN, C.; REMACLE, J.-F. Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. **International Journal for Numerical Methods in Engineering** 79(11), pp. 1309-1331, 2009.

GUILLAUME, P.; VERBOVEN, P.; VANLANDUIT, S.; VAN DER AUWERAER, H.; PEETERS, B. A poly-reference implementation of the least-squares complex frequency-domain estimator. Proceedings of IMAC, v. 21, 01 2003.

HEEG, J.; CHWALOWSKI, P.; SCHUSTER, D. M. Plans and example results for the 2nd AIAA Aeroelastic Prediction Workshop. **56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, 2015-0437, 2015.

HEEG, J.; WIESEMAN, C. D.; CHWALOWSKI, P. Data comparisons and summary of the second Aeroelastic Prediction Workshop. **34th AIAA Applied Aerodynamics Conference**, 2016-3121, 2016.

HEEG, J.; CHWALOWSKI, P. Predicting transonic *flutter* using nonlinear computational simulations. **International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics**, Georgia, EUA, junho 2019.

HODGES, D. H.; PIERCE, G. A. **Introduction to structural dynamics and aeroelasticity**, 2.ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2011. 180 p.

ISOGAI K. On the transonic-dip mechanism of *flutter* of a sweptback wing. **AIAA Journal**, vol. 54, no. 7, 1979.

ISOGAI K. Transonic dip mechanism of *flutter* of a sweptback wing: part II. **AIAA Journal**, vol. 19, no. 9, 1981.

LEE, J. J.; LUKACHKO, S. P.; WAITZ, I. A.; SCHAFER, A. Historical and future trends in aircraft performance, cost, and emissions. **Annual Review of Energy and the Environment**, Vol. 26, No. 1, 2001, p. 167-200.

LEE-RAUSCH, E. M.; BATINA, J. T. Calculation of AGARD wing 445.6 *flutter* using Navier-Stokes aerodynamics. **AIAA Paper 93-3476**, 1993.

MATHWORKS: **MATLAB.** Disponível em: <<https://www.mathworks.com/products/matlab.html>>. Acesso em jan. 2026.

MENTER, F. R. Zonal two equation k-w turbulence models for aerodynamic flows. **23rd Fluid Dynamics Plasmadynamics, and Lasers Conference**, 93-2906. 1993.

MENTER, F. R. Two-equation Eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA Journal**, vol. 32, no. 8, 1994.

PARAVIEW, About Paraview. Disponível em: < <https://www.paraview.org/about/>>. Acesso em jan. 2026.

PIATAK, D. J.; CLECKNER, C. S. Oscillating turn-table for the measurement of unsteady aerodynamic phenomena. **40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, AIAA, Reno, NV, jan. 2003.

ROXBEE, C. H.; PUGSLEY, A. G. Theory of Loss of Lateral Control Due to Wing Twisting. R. & M. No. 1506, British A. R. C., 1933.

SANCHEZ, R.; KLINE, H. L.; THOMAS, D.; VARIYAR, A.; RIGHI, M.; ECONOMON, T. D.; ALONSO, J. J.; PALACIOS, R.; DIMITRIADIS, G.; TERRAPON, V. Assessment of the fluid-structure interaction capabilities for aeronautical applications of the open-source solver SU2. **VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering – ECCOMAS**, Grécia, jun. 2016.

SANTOS, J. P. T. P.; MARQUES, F. D.; BEGNINI, G. R. Influence of nonlinear static deformation on the Pre-Pazy and Pazy wing *flutter*. **Journal of Aircraft**, vol. 62, No 1, dez. 2024.

SPODE, C.; MOLINA, E. S.; SILVA, R. G. A. Plans and Suggestions of a Verification Case to the AIAA Aeroelastic Prediction Workshop. **58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum**, Grapevine, Texas, jan. 2017.

STANFORD, B.; CHWALOWSKI, P.; JACOBSON, K. Transonic limit cycle oscillations of the benchmark supercritical wing. **International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics**, Hague, Países Baixos, jun. 2024.

SU2 Foundation, SU2 official website. Disponível em: <<https://su2code.github.io/>>. Acesso em: jan. 2026.

TORENBEEK, E. Advanced aircraft design: conceptual design, technology and optimization of subsonic civil airplanes. **Wiley**, 2013.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method. 2ª ed. Reino Unido: Pearson Education Limited, 2007. 502 p.

WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. **Introduction to aircraft aeroelasticity and loads**, 2.ed., Reino Unido: John Wiley & Sons, 2015. 605 p.

YATES, E. C. JR. AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response: Candidate configuration I.-Wing 445.6. **NASA Technical Memorandum 100492**, 1987.

APÊNDICE A – COEFICIENTES AERODINÂMICOS DA ANÁLISE ESTACIONÁRIA RÍGIDA

Figura A.1 – Coeficiente de arrasto C_D em função do ângulo de ataque

Fonte: Autor (2026)

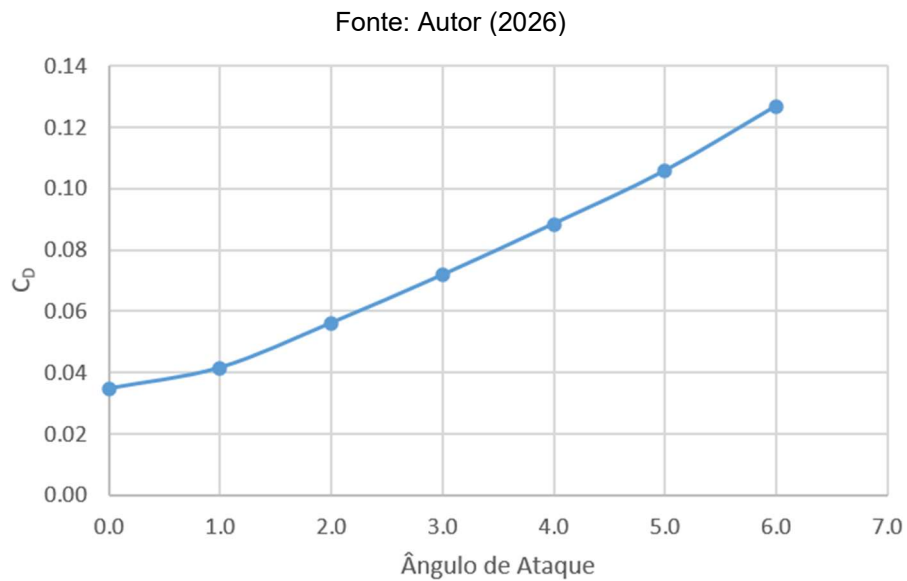


Figura A.2 – Coeficiente de sustentação C_L , em função do ângulo de ataque

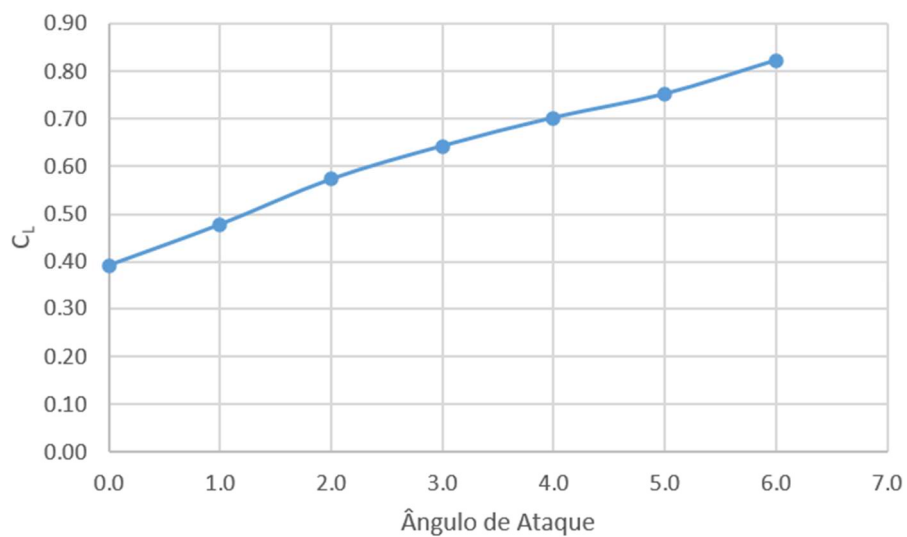


Figura A.3 – Coeficiente de momento de arfagem C_M em função do ângulo de ataque, calculado em $x/c = 0,5$

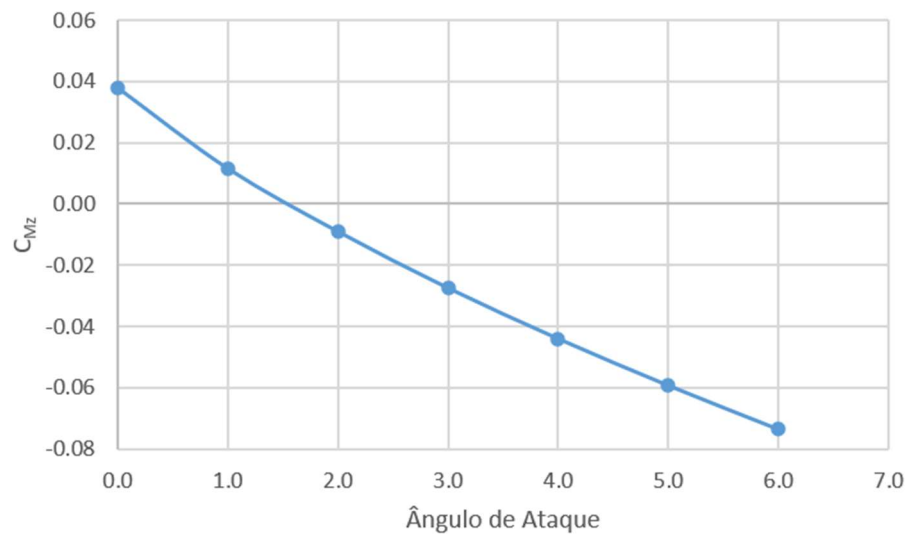
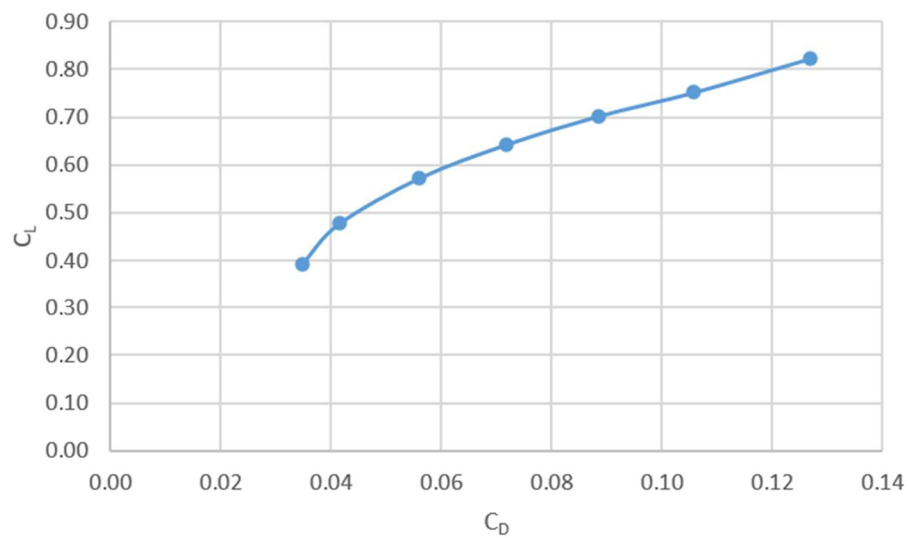


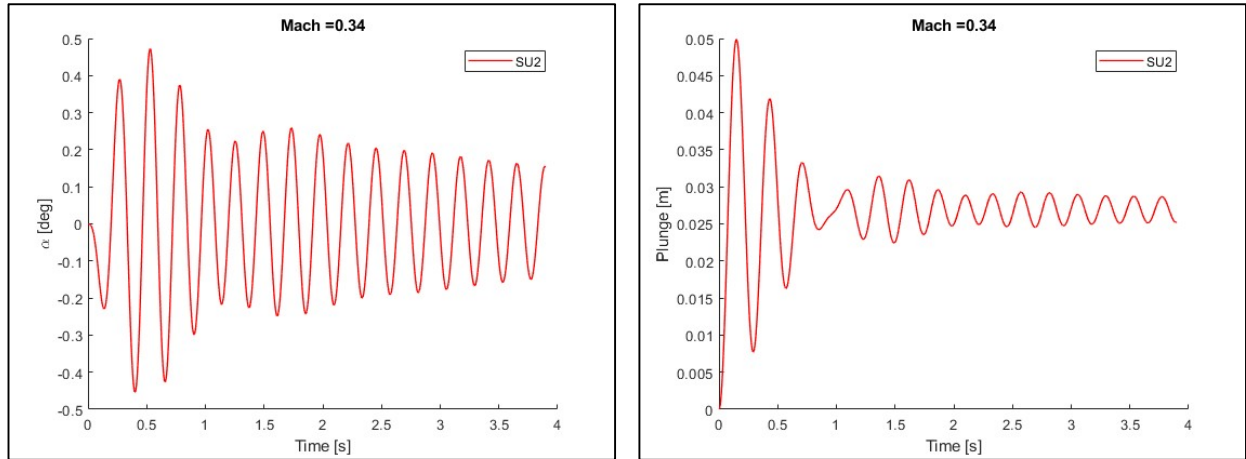
Figura A.4 – Coeficiente de arrasto C_D por coeficiente de sustentação C_L



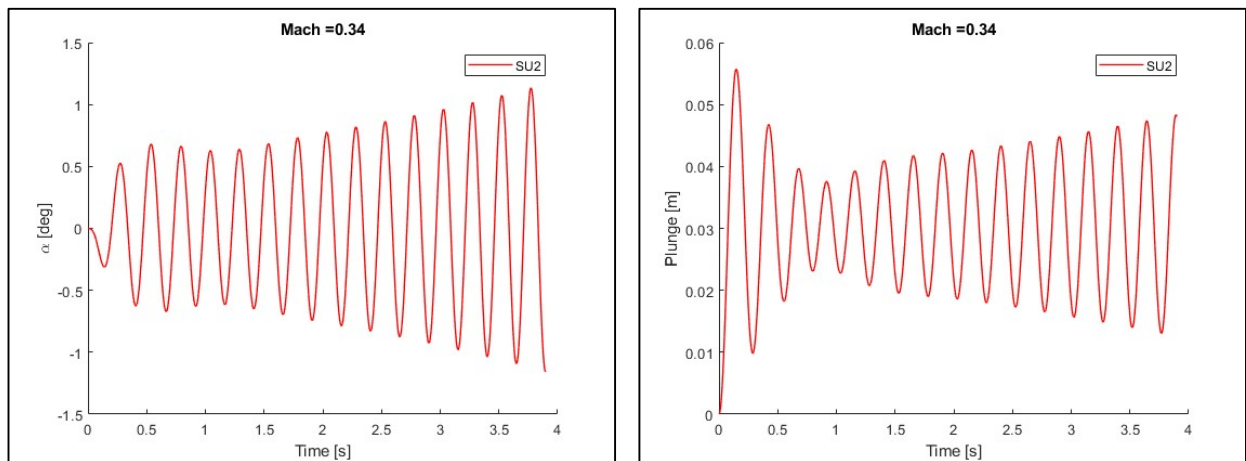
Fonte: Autor (2026)

APÊNDICE B – RESPOSTAS TEMPORAIS – EULER

Figura B.1 - Mach 0.34 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.

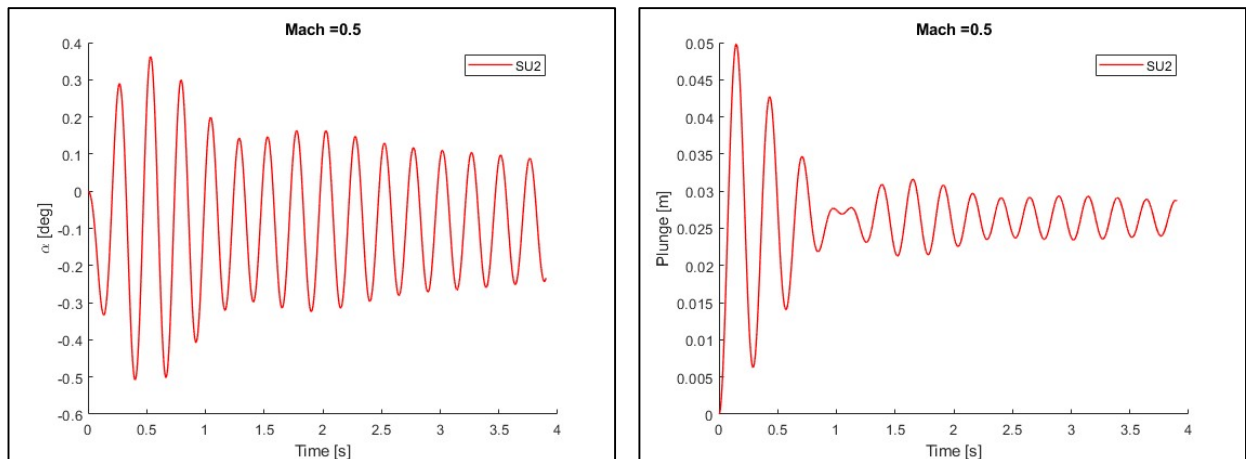


a) Pressão dinâmica: 116.6 psf

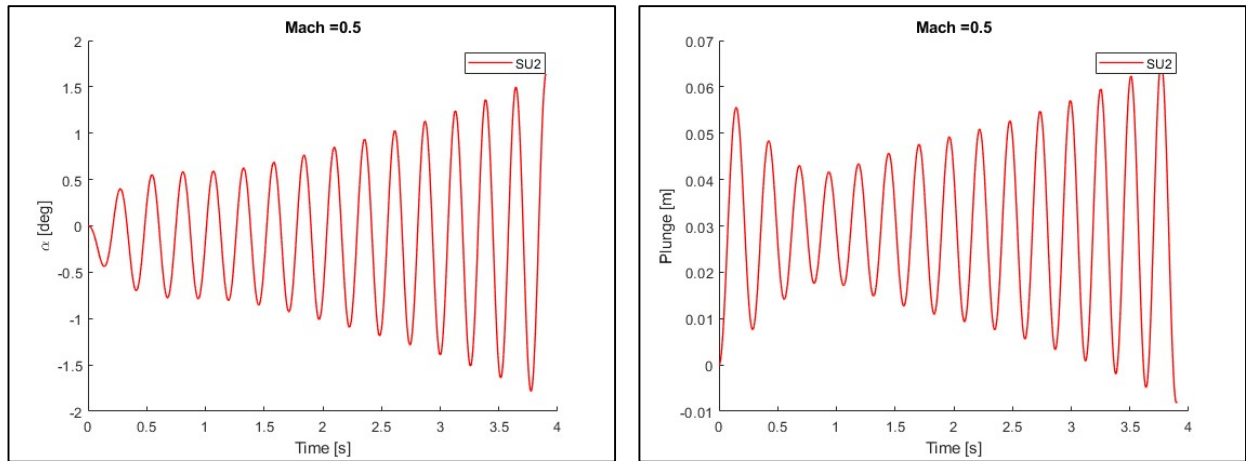


b) Pressão dinâmica: 132.2 psf

Figura B 2 - Mach 0.50 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.

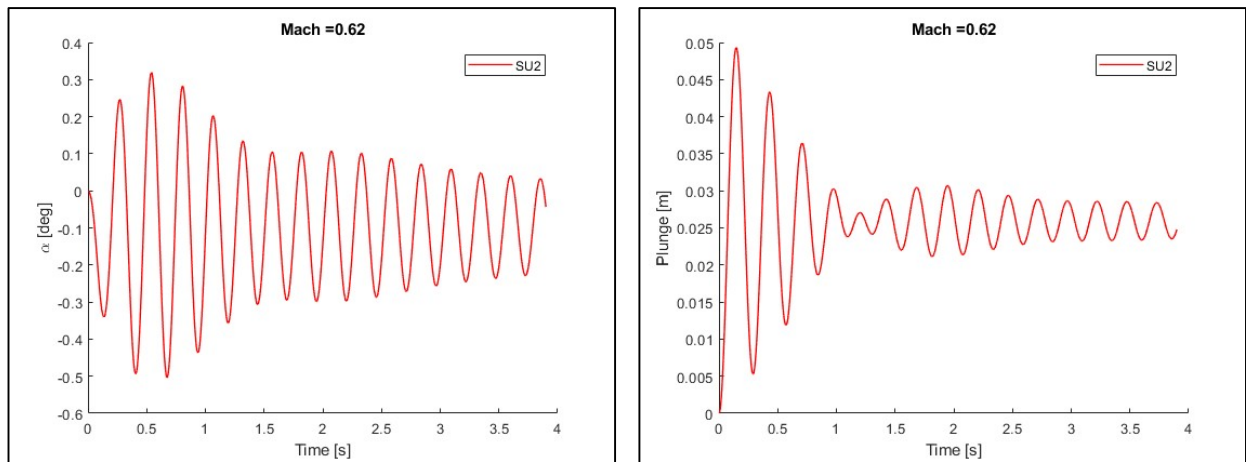


a) Pressão dinâmica: 120.1 psf

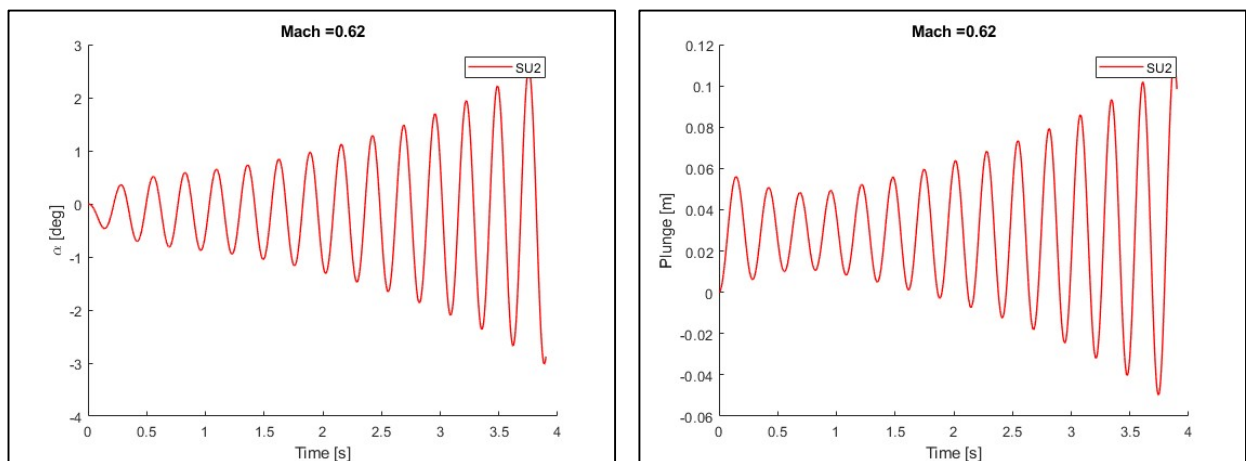


b) Pressão dinâmica: 136.1 psf

Figura B.3 - Mach 0.62 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 35% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.

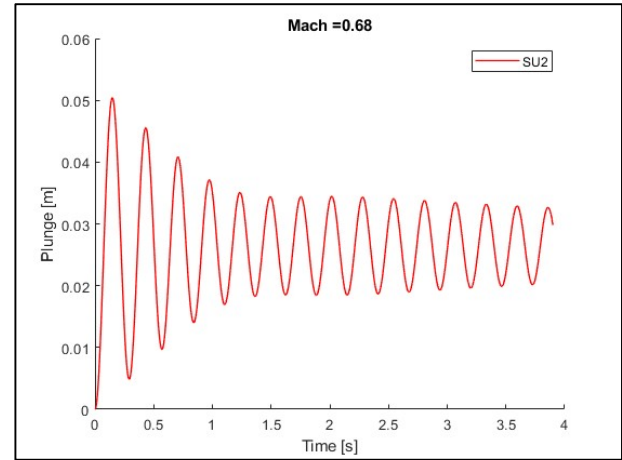
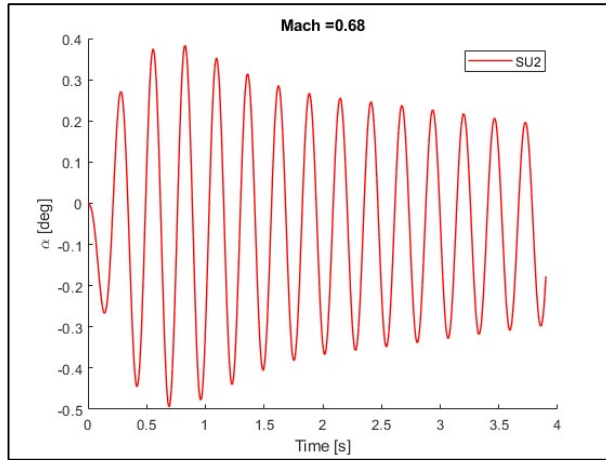


a) Pressão dinâmica: 109.3 psf

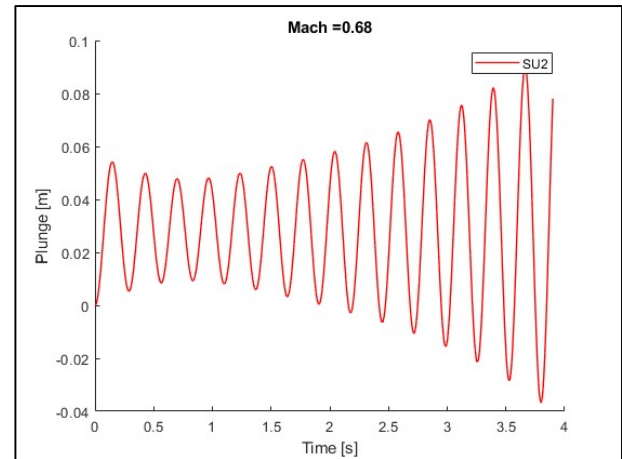
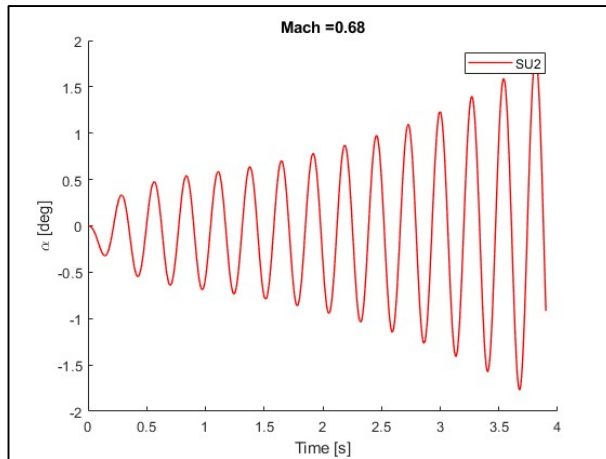


b) Pressão dinâmica: 126.2 psf

Figura B.4 - Mach 0.68 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 40% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.

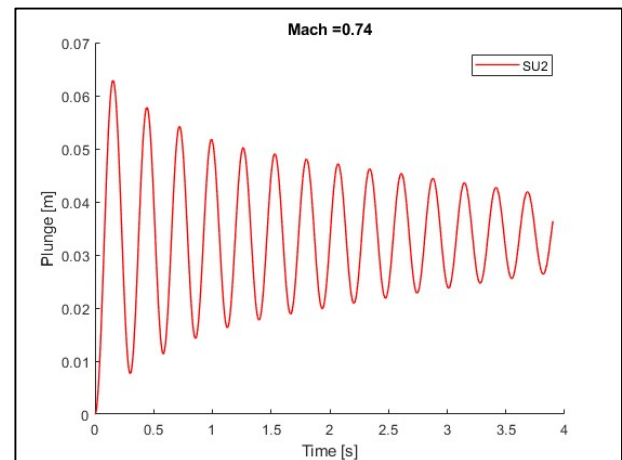
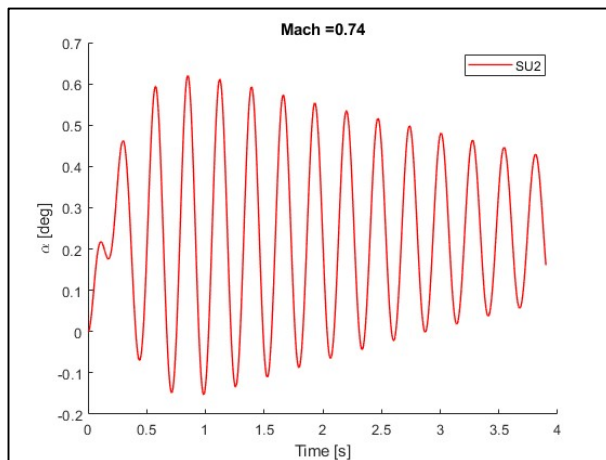


a) Pressão dinâmica: 94.1 psf

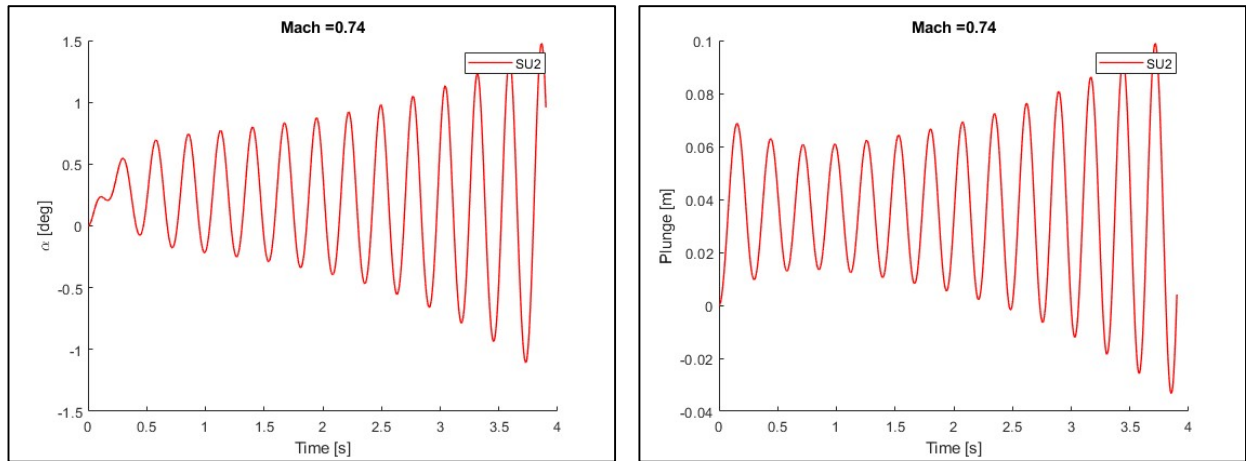


b) Pressão dinâmica: 111.2 psf

Figura B.5 - Mach 0.74 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 40% abaixo da experimental.

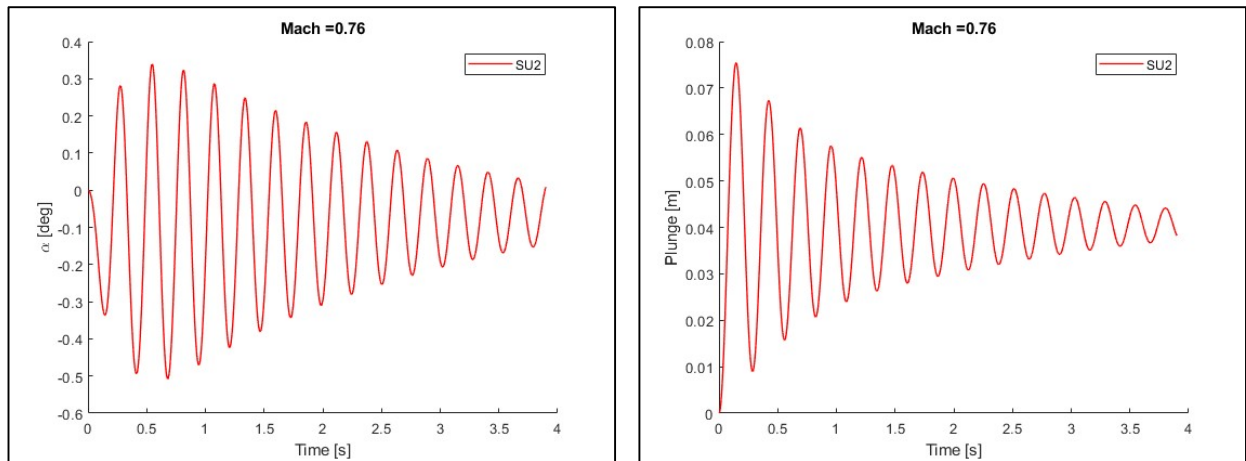


a) Pressão dinâmica: 97.7 psf

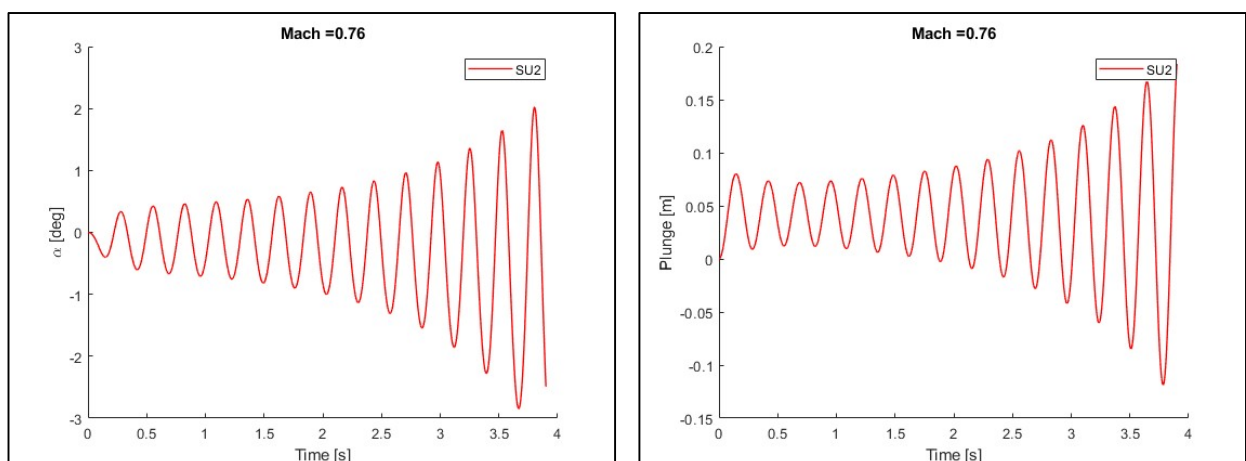


b) Pressão dinâmica: 104.3 psf

Figura B.6 - Mach 0.76 – Modelo Euler – Deslocamento de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 30% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.

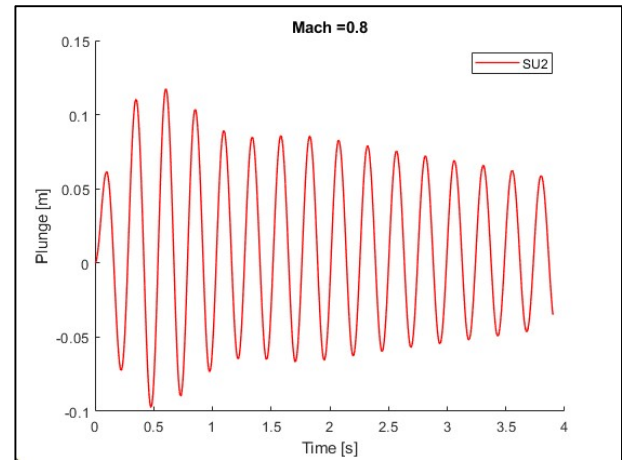
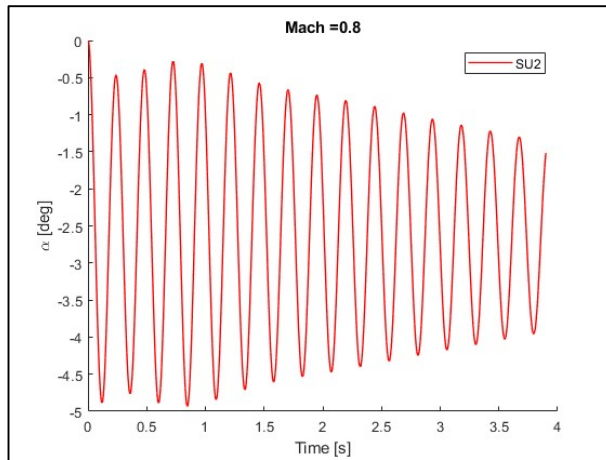


a) Pressão dinâmica: 126.0 psf

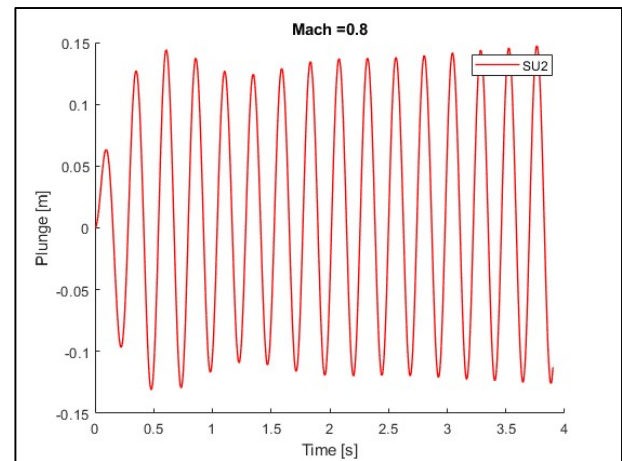
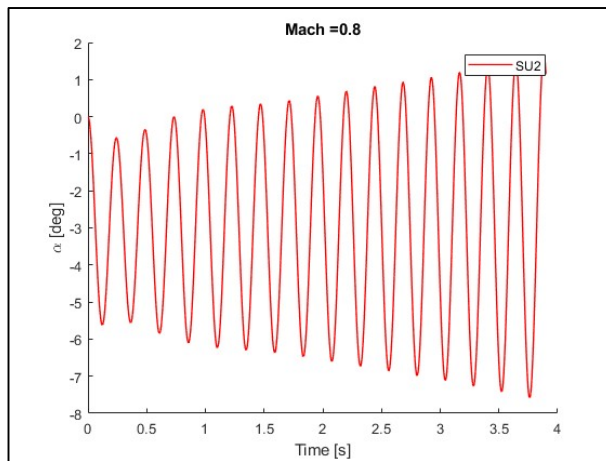


b) Pressão dinâmica: 135.0 psf

Figura B.7 - Mach 0.80 – Modelo Euler – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 12% abaixo e b) 4% abaixo da experimental.



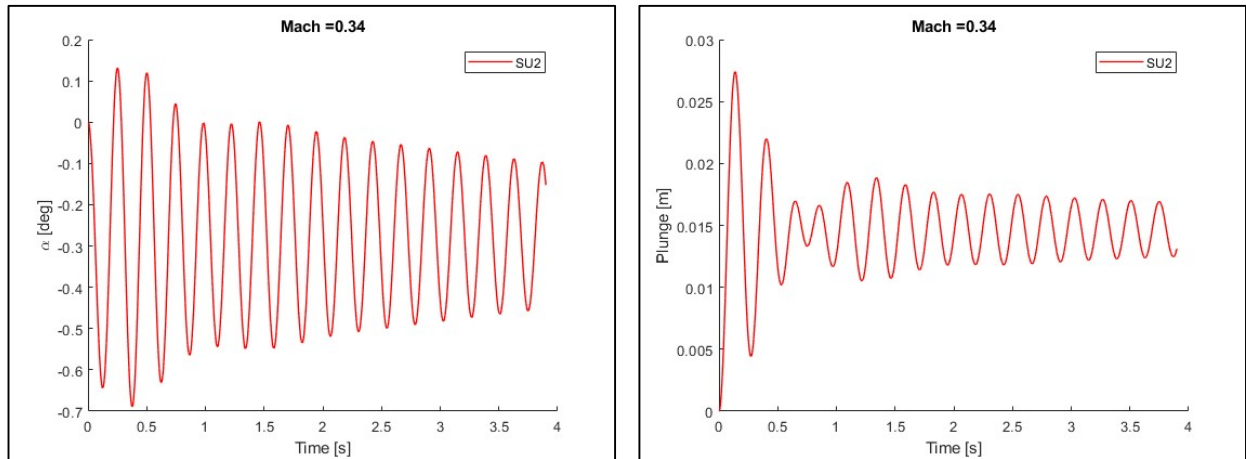
a) Pressão dinâmica: 180.2 psf



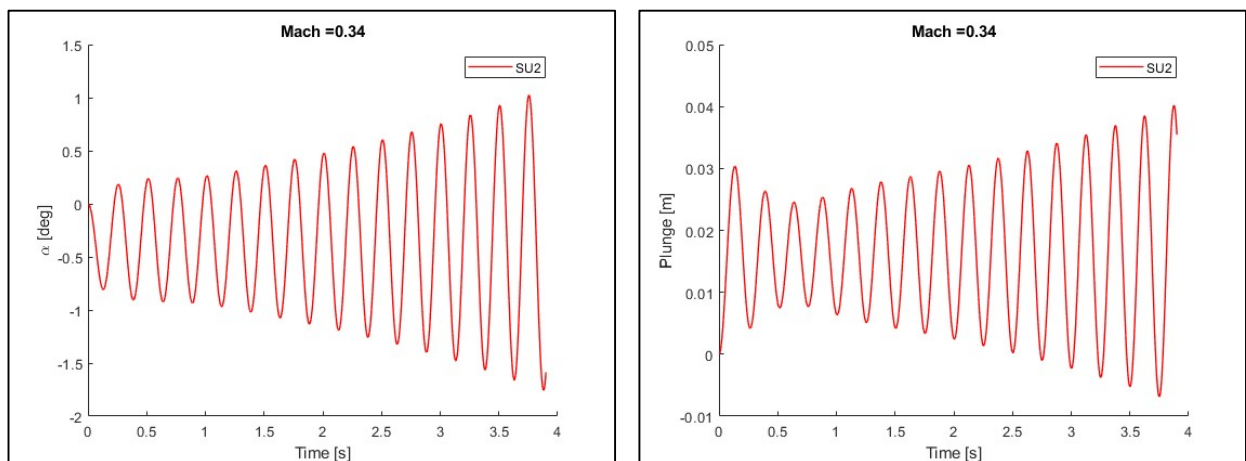
b) Pressão dinâmica: 197.4 psf
Fonte: Autor (2026)

APÊNDICE C – RESPOSTAS TEMPORAIS – RANS NÍVEL 3, 0° DE AOA

Figura C.1 – Mach 0.34 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.

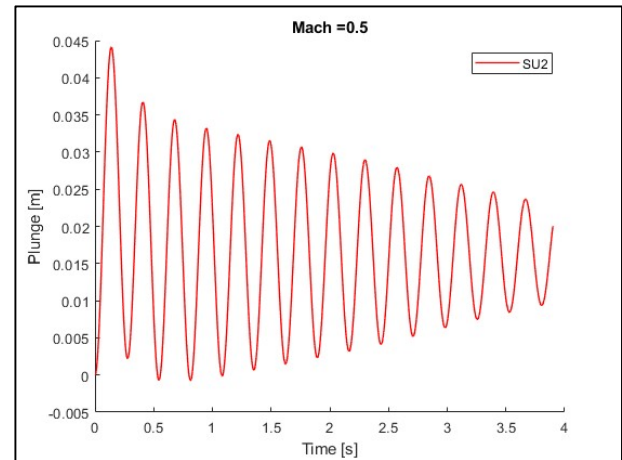
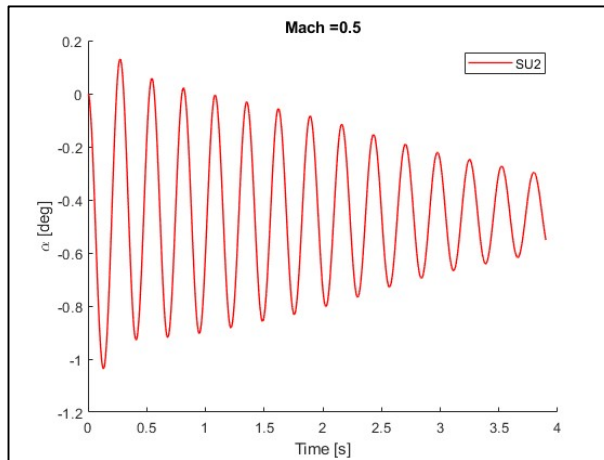


a) Pressão dinâmica: 120.0 psf

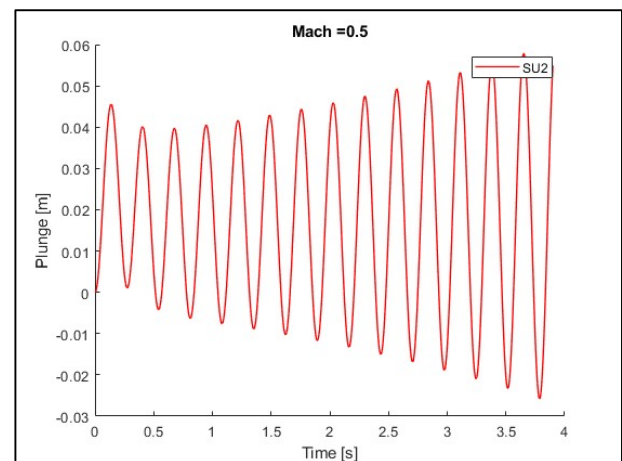
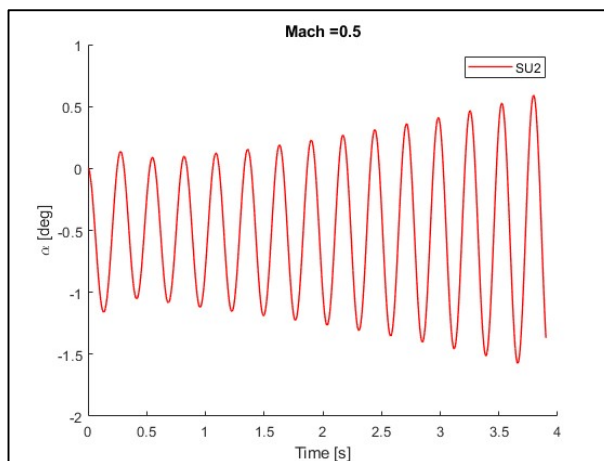


b) Pressão dinâmica: 136.0 psf

Figura C.2 – Mach 0.50 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 10% abaixo e b) 5% abaixo da experimental.

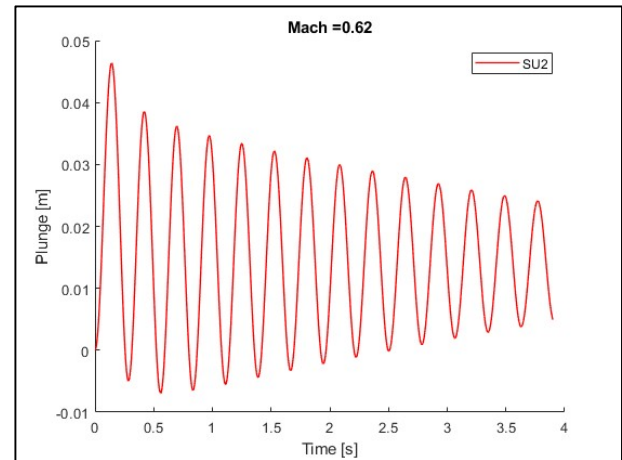
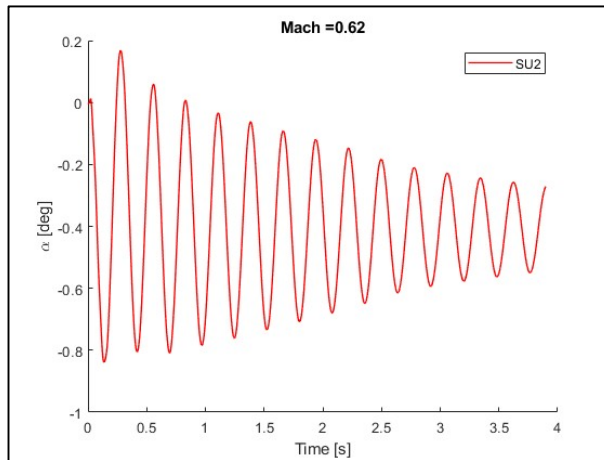


a) Pressão dinâmica: 144.2 psf

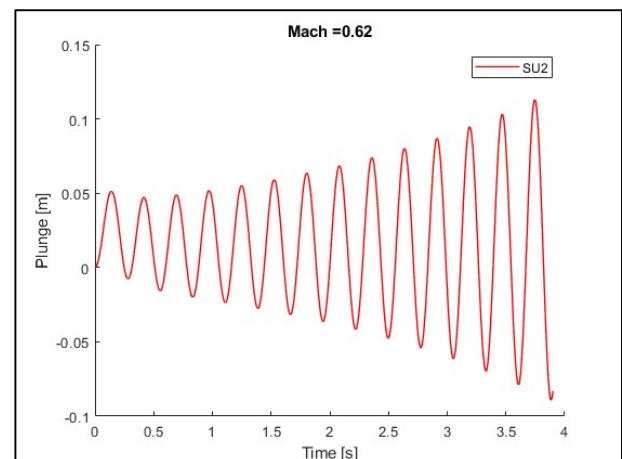
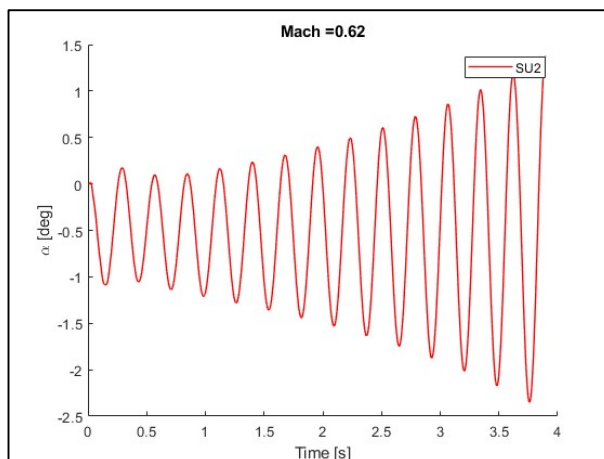


b) Pressão dinâmica: 152.2 psf

Figura C.3 – Mach 0.62 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 25% abaixo e b) 15% abaixo da experimental.

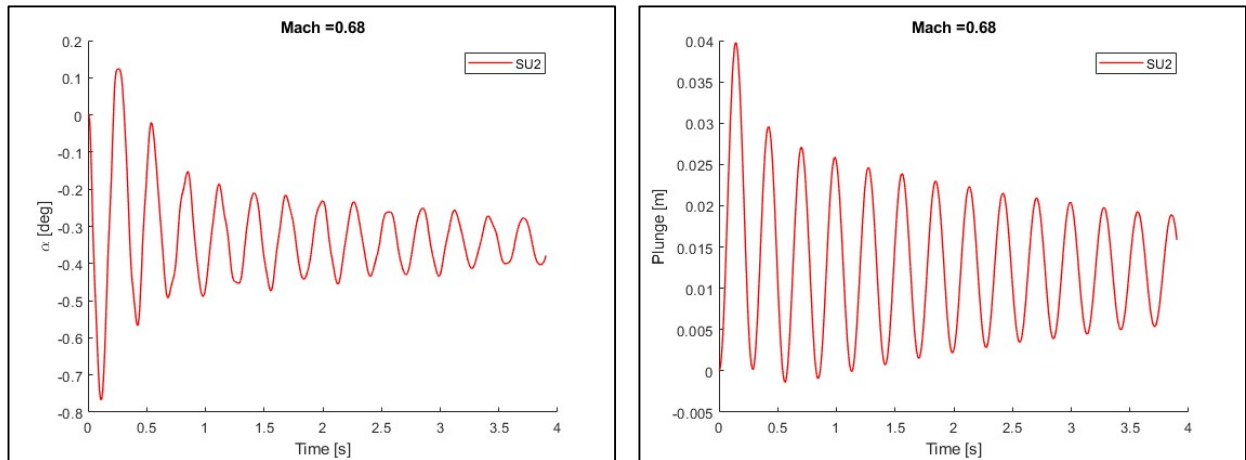


a) Pressão dinâmica: 129.7 psf

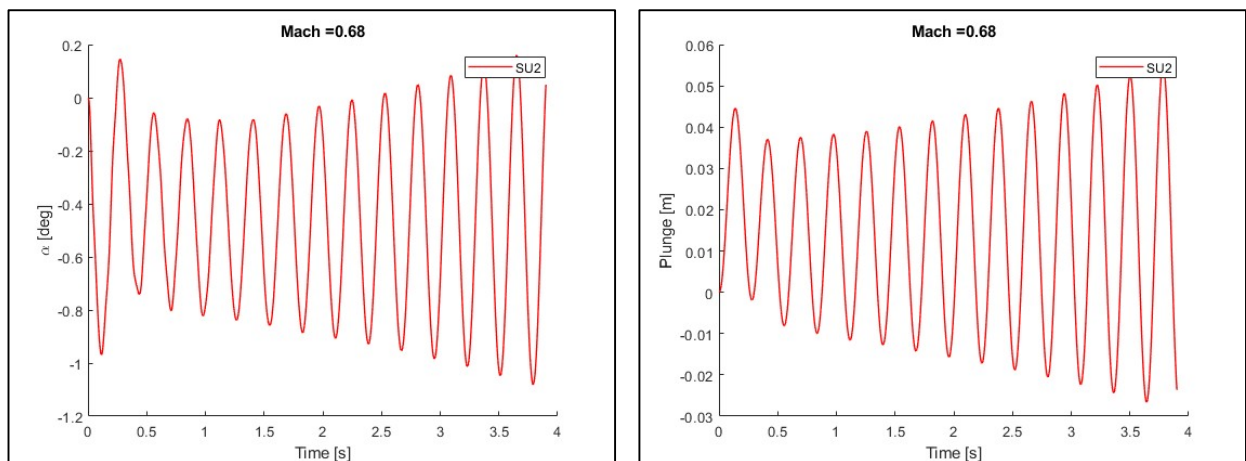


b) Pressão dinâmica: 147.0 psf

Figura C.4 – Mach 0.68 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 35% abaixo e b) 25% abaixo da experimental.

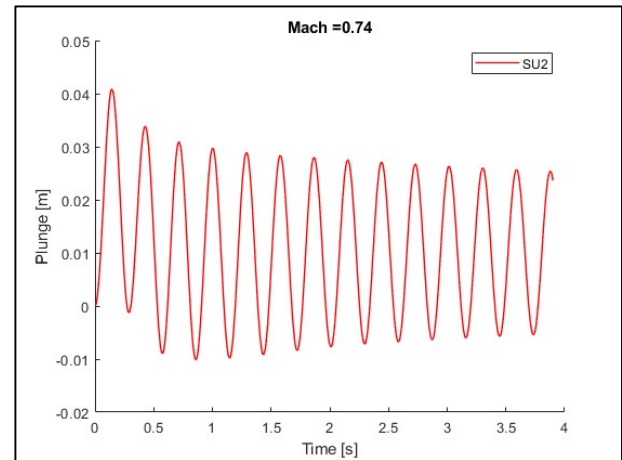
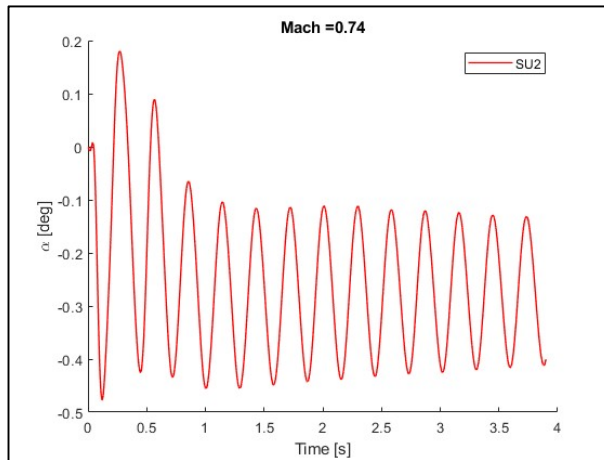


a) Pressão dinâmica: 114.7 psf

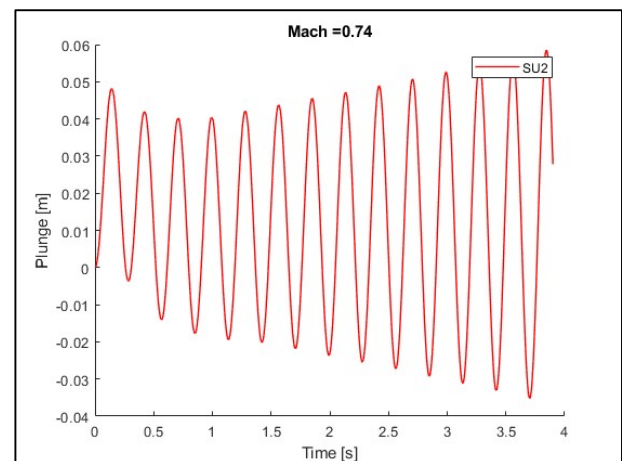
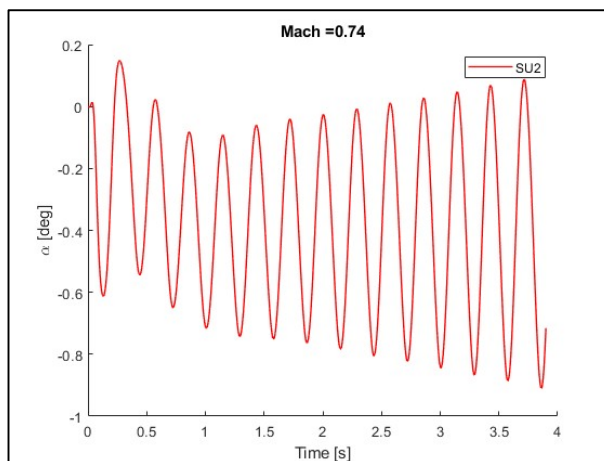


b) Pressão dinâmica: 132.4 psf

Figura C.5 – Mach 0.74 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.

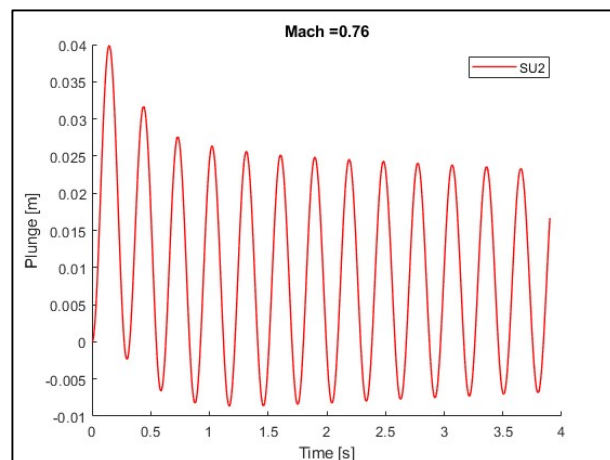
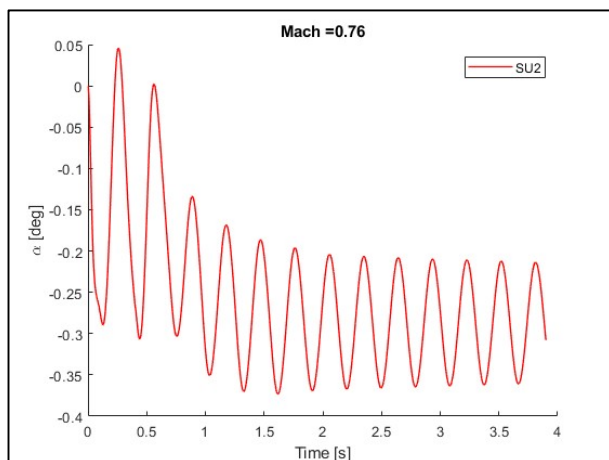


a) Pressão dinâmica: 102.1 psf

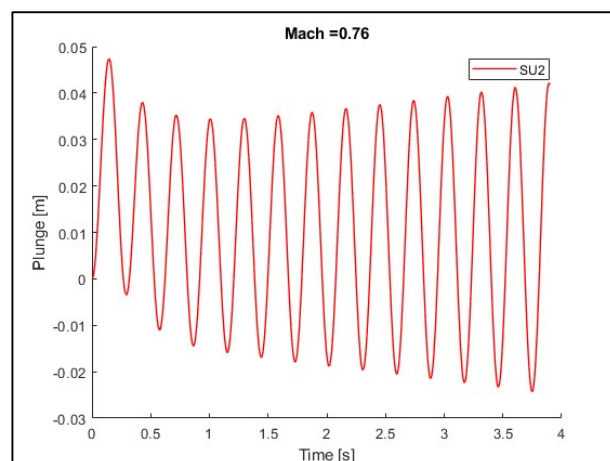
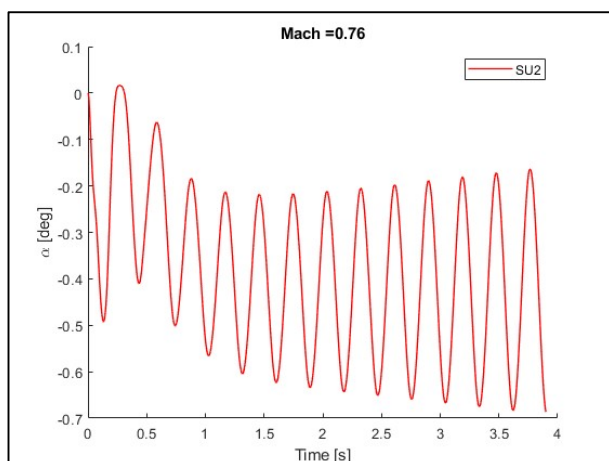


b) Pressão dinâmica: 120.6 psf

Figura C.6 – Mach 0.76 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 35% abaixo da experimental.

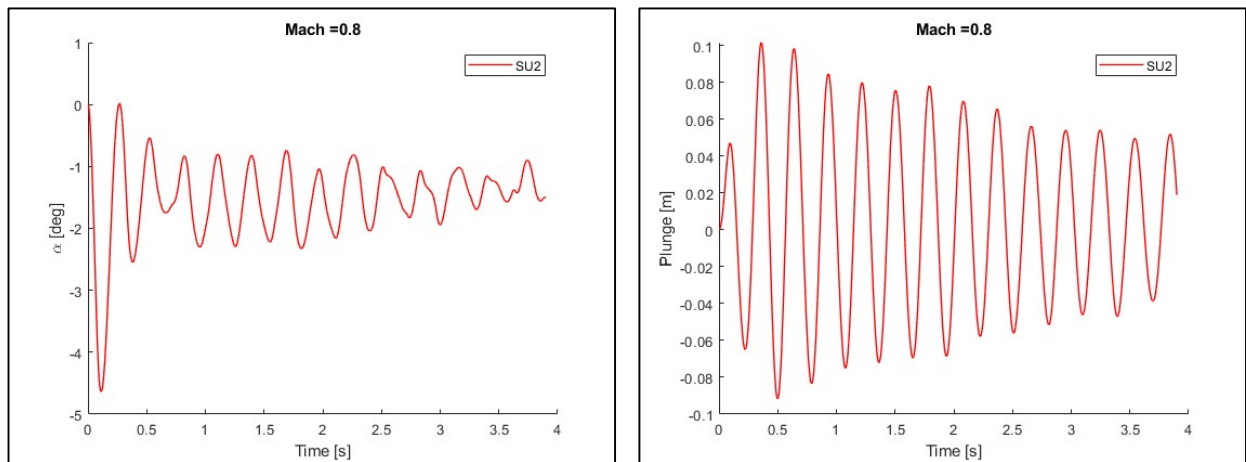


a) Pressão dinâmica: 99.0 psf

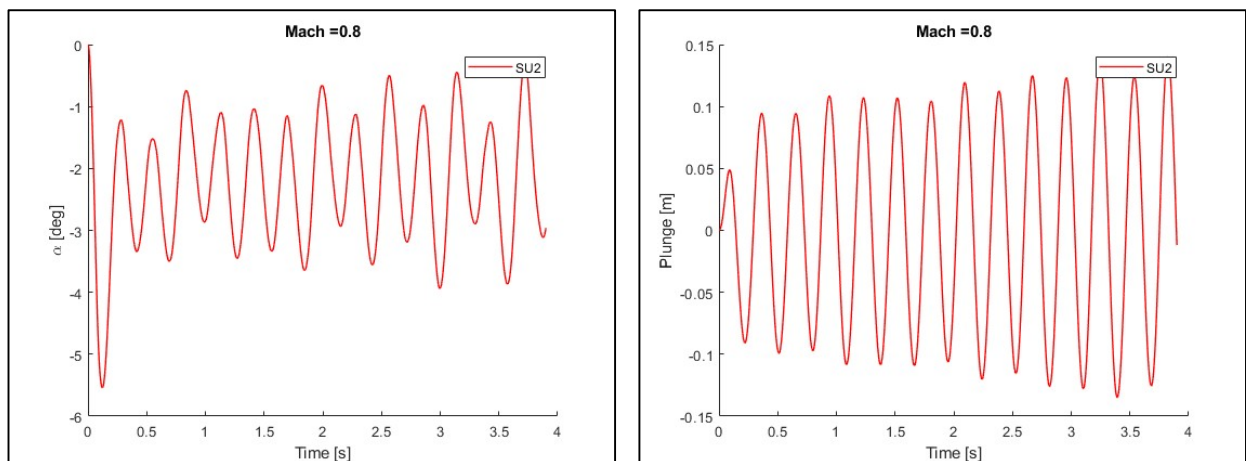


b) Pressão dinâmica: 117.0 psf

Figura C.7 – Mach 0.80 – Modelo RANS nível 3 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 39% abaixo da experimental.



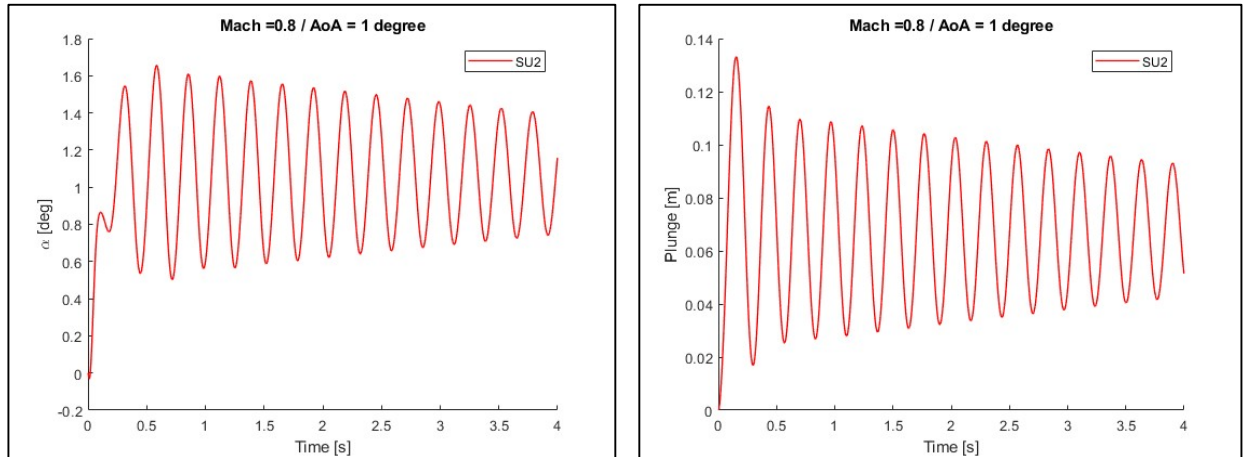
a) Pressão dinâmica: 223.1 psf



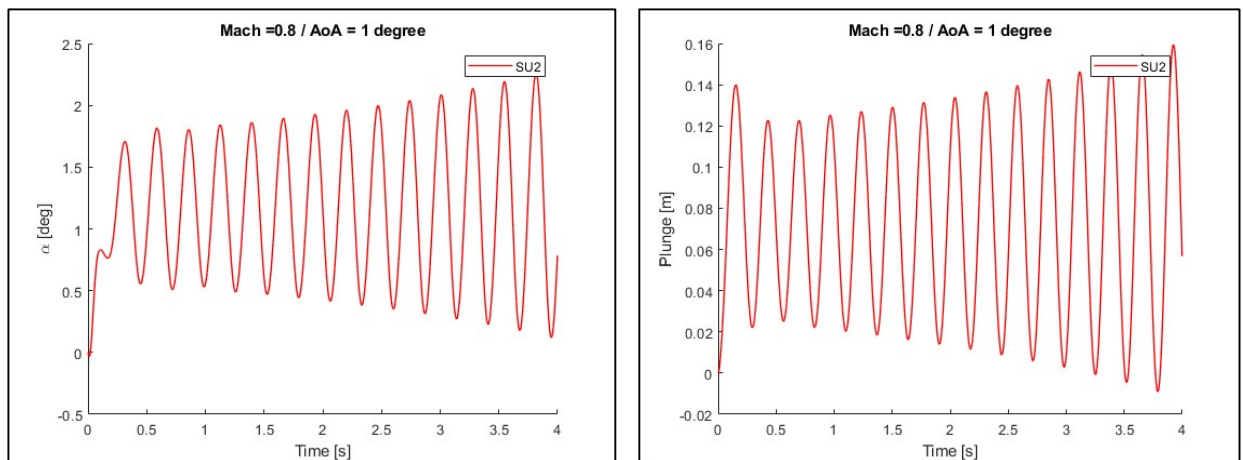
b) Pressão dinâmica: 248.9 psf
Fonte: Autor (2026)

APÊNDICE D – RESPOSTAS TEMPORAIS – RANS NÍVEL 1 COM MACH 0.80 E VARREDURA DE AOA

Figura D.1 – Mach 0.80, 1° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 12% abaixo e b) 7% abaixo da experimental com 0° AoA.

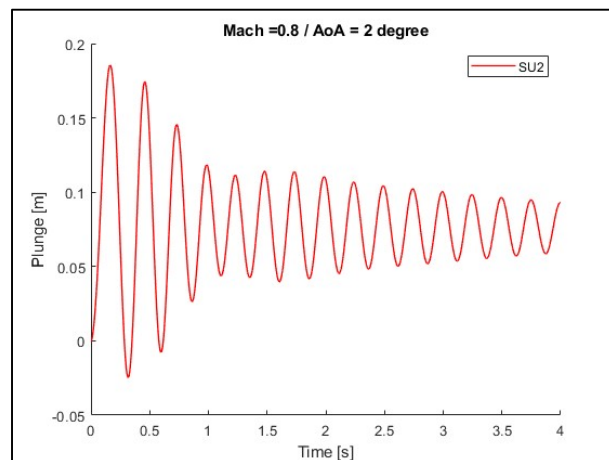
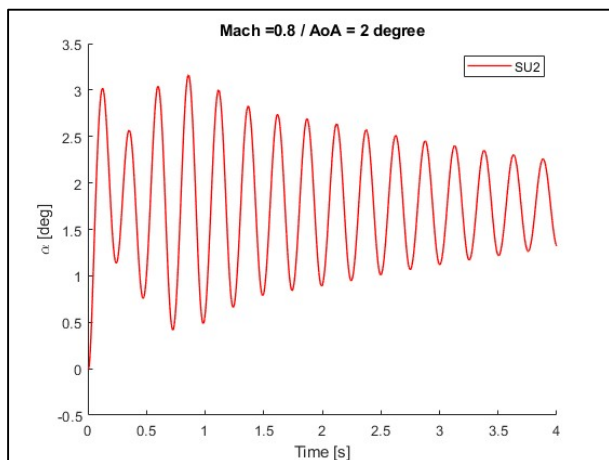


a) Pressão dinâmica: 360.5 psf

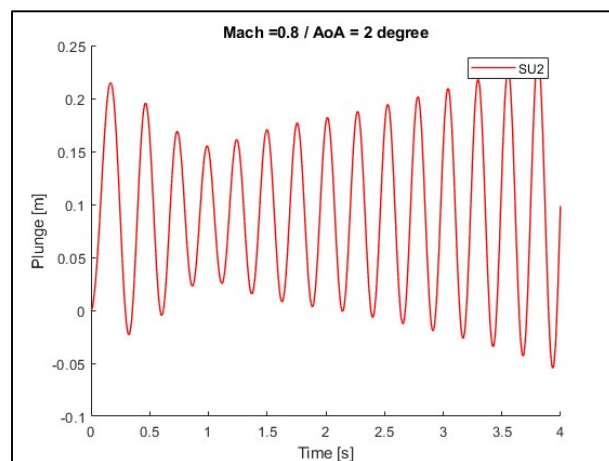
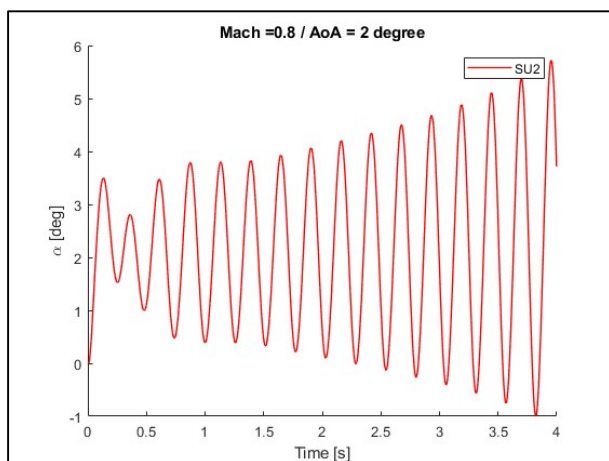


b) Pressão dinâmica: 377.6 psf

Figura D.2 – Mach 0.80, 2° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 20% abaixo e b) 12% abaixo da experimental com 0° AoA.

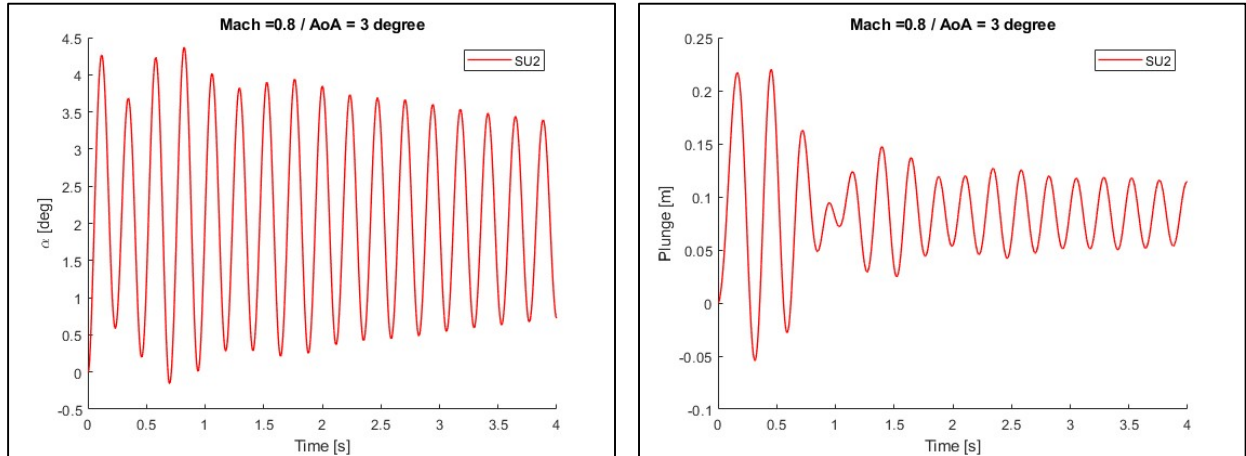


a) Pressão dinâmica: 326.1 psf

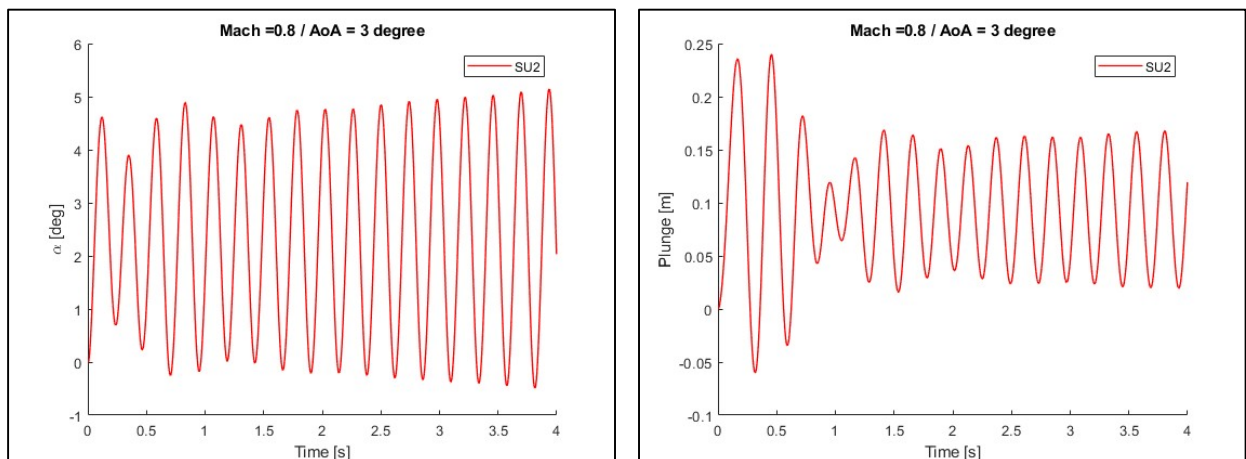


b) Pressão dinâmica: 360.5 psf

Figura D.3 – Mach 0.80, 3° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 24% abaixo e b) 20% abaixo da experimental com 0° AoA.

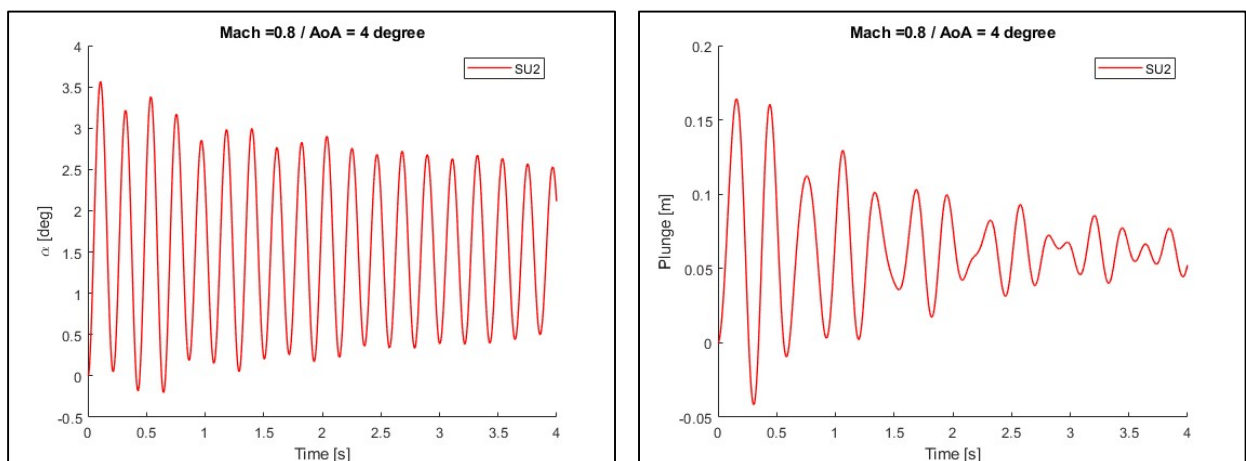


a) Pressão dinâmica: 309.0 psf

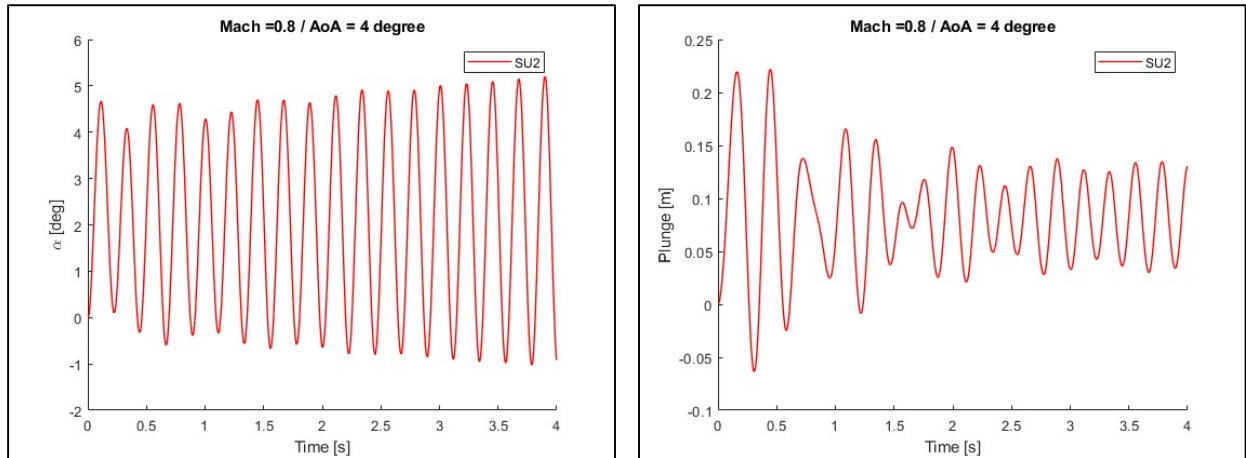


b) Pressão dinâmica: 326.1 psf

Figura D.4 – Mach 0.80, 4° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 45% abaixo e b) 33% abaixo da experimental com 0° AoA.

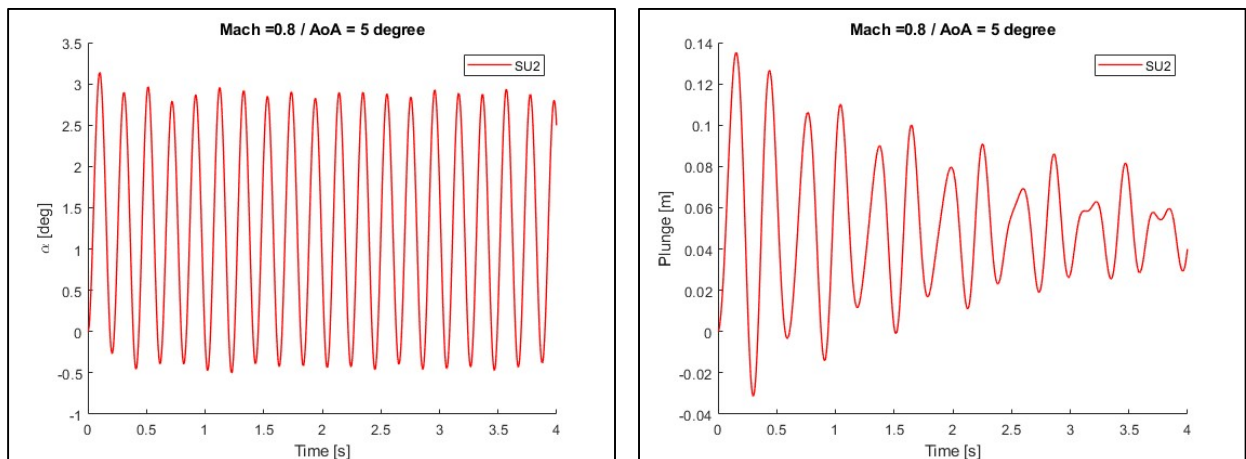


a) Pressão dinâmica: 223.1 psf

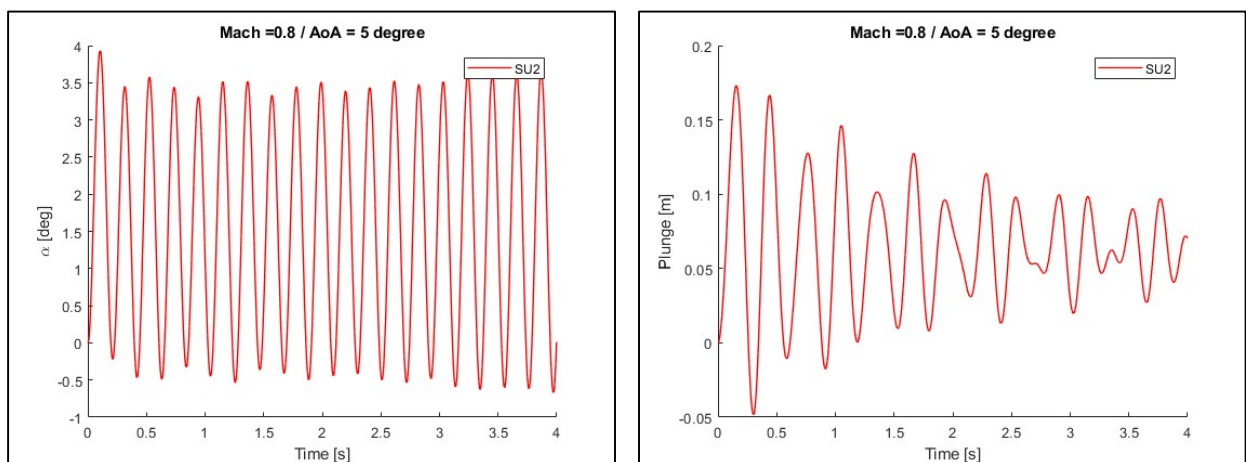


b) Pressão dinâmica: 274.6 psf

Figura D.5 – Mach 0.80, 5° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 58% abaixo e b) 51% abaixo da experimental com 0° AoA.

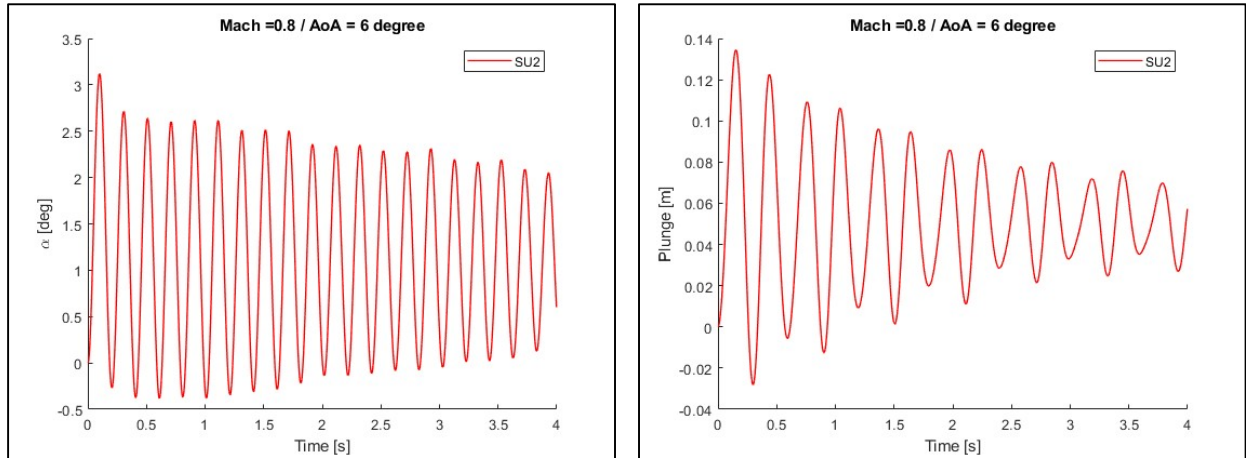


a) Pressão dinâmica: 171.7 psf

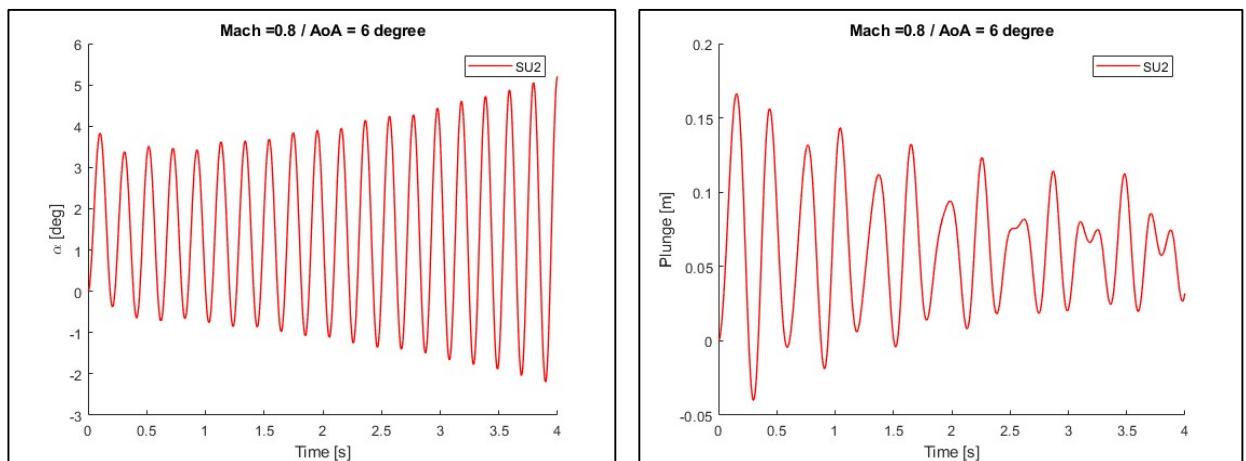


b) Pressão dinâmica: 206.0 psf

Figura D.6 – Mach 0.80, 6° AoA – Modelo RANS nível 1 – Deslocamentos de *pitch* e *plunge* em função do tempo: para pressão estática a) 62% abaixo e b) 54% abaixo da experimental com 0° AoA.



a) Pressão dinâmica: 154.5 psf



b) Pressão dinâmica: 188.8 psf

Fonte: Autor (2026)